

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

В.А. КОМАРОВ

МНОГОДИСЦИПЛИНАРНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ В КОНЦЕПТУАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Часть 1

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.04.04 Авиационное

© Самарский университет, 2019
ISBN 978-5-7883-1436-5
ISBN 978-5-7883-1437-2 (ч. 1)

Самара
Издательство Самарского университета
2019

УДК 629.7(075)

ББК 39.5я7

К63

Рецензенты: д-р техн. наук, доц. А.А. Черепашков,

д-р техн. наук, проф. В.И. Куренков

Комаров, Валерий Андреевич

К63 Многодисциплинарная оптимизация в концептуальном проектировании летательных аппаратов. Ч. 1: учеб. пособие / В.А. Комаров.– Электрон. текст. дан. (2,0 Мб). – Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 1 опт. компакт-диск (CD-ROM). – Систем. требования: PC, процессор Pentium, 160 МГц ; оперативная память 32 Мб ; на винчестере 16 Мб ; Microsoft Windows XP/Vista/7; разрешение экрана 1024x768 с глубиной цвета 16 бит; DVD-ROM2-х и выше, мышь; Adobe Acrobat Reader. – Загл. с титул. экрана.

ISBN 978-5-7883-1436-5

ISBN 978-5-7883-1437-2 (ч. 1)

При написании первой части учебного пособия использованы материалы учебного пособия «Концептуальное проектирование самолета» авторского коллектива: В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов, Н.В. Власов, Д.М. Козлов, О.Н. Корольков, В.Н. Майнсков, материалы кандидатских диссертаций А.С. Кузнецова и М.Ю. Лаптевой (руководитель: проф. В.А. Комаров). В первой части учебного пособия дано описание традиционного порядка концептуального проектирования самолетов с необходимыми информационными материалами. Цель данного учебного пособия – подготовить студентов, магистрантов, аспирантов и соискателей ученой степени PhD к освоению теоретических основ многодисциплинарной оптимизации летательных аппаратов.

Пособие ориентировано на студентов, магистрантов, аспирантов и специалистов из промышленности.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 629.7(075)

ББК 39.5я7

№ госрегистрации 0321904168

© Самарский университет, 2019

Редактор Т.К. Кр е т и н и н а
Компьютерная верстка Л.Р. Д м и т р и е н к о

Подписано для тиражирования 21.10.2019.

Объем издания 2,0 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 10 дисков.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ.....	11
1 РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТИРУЕМОГО САМОЛЕТА....	15
1.1 Составление статистики	17
1.2 Анализ проектной ситуации.....	19
1.3 Элементы научно-технического прогнозирования.....	20
1.3.1 Линейная функция тренда	23
1.3.2 Экспоненциальная функция тренда	25
1.3.3 Логистическая функция тренда	26
2 РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ	
К САМОЛЕТУ	29
2.1 Функциональные требования.....	29
2.2 Общие технические требования.....	30
2.3 Летно-технические требования.....	33
2.4 Производственно-технологические требования	34
2.5 Эксплуатационные требования.....	34
2.6 Техничко-экономические требования	35
2.7 Прочие требования	35
3 ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА	36
3.1 Выбор параметров схемы	37
3.2 Обоснование выбора параметров схемы.....	41
3.3 Определение исходных параметров самолета.....	43
3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло.....	43
3.3.2. Аэродинамические параметры.....	45
3.3.3 Предварительный эскиз самолета	45
4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ СТАРТОВОЙ	
ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА.....	47
5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА.....	52
5.1 Содержание и порядок выполнения работы.....	52
5.2 Определение массы целевой нагрузки	54
5.3 Определение массы служебной нагрузки и снаряжения.....	54

5.4	Определение относительной массы конструкции	55
5.5	Определение относительной массы топливной системы.....	56
5.6	Определение относительной массы силовой установки	58
5.7	Определение относительной массы оборудования и управления.....	59
5.8	Определение взлетной массы первого приближения	59
6	ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА	61
6.1	Порядок выполнения работы	61
6.1.1	Определение параметров и подбор двигателей	61
6.1.2	Определение массы и объема топлива.....	62
6.1.3	Определение параметров крыла	63
6.1.4	Определение параметров оперения	63
6.1.5	Определение размеров фюзеляжа.....	64
6.1.6	Определение параметров шасси	64
6.2	Общий вид самолета в первом приближении.....	65
7	ВЕСОВОЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА	66
7.1	Определение массы планера и оборудования	67
7.2	Сводка масс самолета.....	68
8	КОМПОНОВКА САМОЛЕТА	75
8.1	Объемно-весовая компоновка самолета	75
8.2	Конструктивно-силовая компоновка самолета	78
8.3	Уточнение аэродинамической схемы самолета	80
8.4	Компоновочный чертеж самолета	80
9	ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА	83
9.1	Выбор допустимого диапазона центровок.....	84
9.2	Расчет центровок	85
9.2.1	Центровочный чертеж	85
9.2.2	Центровочная ведомость	87
9.3	Обязательные варианты центровок	88
9.4	Исправление центровки	89
9.5	Центровочный график.....	90
10	РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА	92
10.1	Чертеж общего вида	92

10.2 Техническое описание самолета	94
ПРИЛОЖЕНИЕ А	96
ПРИЛОЖЕНИЕ Б	99
ПРИЛОЖЕНИЕ В	108
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	110

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$A_{\text{го}}, A_{\text{во}}$ – статические моменты площадей горизонтального и вертикального оперения;

a – скорость звука;

α – угол атаки крыла;

B, \bar{B} – колея, относительная колея шасси;

b – хорда крыла, оперения;

b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла, оперения;

b_o – центральная хорда крыла, оперения;

b_k – концевая хорда крыла, оперения;

c – относительная толщина крыла, оперения;

C_p – удельный расход топлива ТРД, ТРДД;

C_e – удельный расход топлива ТВД, ТВВД;

C_{xa}, C_{ya} – коэффициент силы лобового сопротивления и коэффициент подъемной силы в скоростной системе координат;

C_{xa0} – коэффициент силы лобового сопротивления при $C_{ya}=0$;

D_o – коэффициент отвала поляры;

D_{ϕ} – диаметр фюзеляжа;

δ – угол отклонения рулевой поверхности или механизации крыла;

f – коэффициент безопасности, коэффициент трения;

g – ускорение свободного падения;

γ – угол выноса основных опор шасси;

$\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя;

H – высота полета;

χ – угол стреловидности крыла, оперения;

K – аэродинамическое качество;

k – коэффициент;

L – дальность полета;

ℓ – размах крыла, оперения;

$\ell_{\text{разб}}$ – длина разбега;

λ – удлинение крыла, оперения;

M – число Маха;

m – масса самолета, частей самолета, степень двухконтурности двигателя;

N – мощность двигателя;

N – энерговооруженность самолета;

n_p, n_{ε} – расчетный и эксплуатационный коэффициенты перегрузки;

$n_{\text{пас}}$ – число пассажиров;

P – тяга двигателя;

P_0 – стартовая тяговооруженность самолета;

p_0 – удельная нагрузка на крыло;

q – скоростной напор;

ρ – массовая плотность воздуха;

Δ – относительная плотность воздуха;

S – площадь крыла, оперения;

S – относительная площадь оперения;

η – сужение крыла, оперения;

V – скорость полета;

V_y – вертикальная скорость набора высоты;

X_m – координата центра масс самолета;

X_F – координата фокуса самолета;

φ – угол опрокидывания самолета;

φ_n – коэффициент, учитывающий изменение тяги по высоте полета;

$\varphi_{\text{др}}$ – коэффициент дросселирования тяги двигателя;

ψ – стояночный угол самолета;

ξ – коэффициент, учитывающий изменение тяги двигателя по скорости полета.

СОКРАЩЕНИЯ

ВПП – взлетно-посадочная полоса;
даН=10Н – деканьютон;
САХ – средняя аэродинамическая хорда крыла;
ТРД – турбореактивный двигатель;
ТРДФ – ТРД с форсажной камерой;
ТРДД – двухконтурный ТРД;
ПД – поршневой двигатель;
ТВД – турбовинтовой двигатель;
ТВВД – винтовентиляторный двигатель.

ИНДЕКСЫ

в – волновое;
взл – взлетный;
в о, г о – вертикальное, горизонтальное оперение;
дв – двигатель;
з п – заход на посадку;
к, кон – конструкция;
ком – коммерческая;
крейс – крейсерская;
кр – критическая;
0 – начальное, стартовое значение;
об упр – оборудование и управление;
отр – отрыв самолета на взлете;
наб – набор высоты;
н з – аэронавигационный запас;
пас – пассажиры;
пос – посадочный;
п н – полезная нагрузка;
полн – полная нагрузка;
п, (пот) – потолок;
пуст – пустой;

р – расчетная;
разб – разбега;
рейс – рейсовая;
р в, р н – руль высоты, руль направления;
сн – снаряжение;
су – силовая установка;
ф – фюзеляж;
ц н – целевая нагрузка;
ш – шасси;
эк – экипаж.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данное учебное пособие предназначено для подготовки соискателя ученой степени PhD по направлению «Aerospace Engineering» к выполнению исследований в области междисциплинарной оптимизации летательных аппаратов.

Проектирование новых технических систем относится к одному из наиболее сложных видов инженерной творческой деятельности.

Цель данного учебного пособия – в сжатой форме изложить теоретические основы методов и моделей, используемых в концептуальном проектировании самолетов, развить и закрепить понимание связей основных параметров и характеристик самолета.

Главная особенность концептуального проектирования состоит в необходимости принятия множеств решений при недостаточной или, наоборот, избыточной информации, чем эти задачи в принципе отличаются от «школьных», где дано ровно столько исходных данных, сколько необходимо для получения однозначного точного решения.

Кроме того, при проектировании разработчик стремится сделать свою работу так, чтобы все важные характеристики были наилучшими. Например, при проектировании крыла желательно, чтобы оно обладало максимальным аэродинамическим качеством, имело минимальную массу, позволяло разместить большие объемы топлива, имело большой ресурс, было простым, т.е. технологичным в изготовлении, и т.д. Проектные задачи, как правило, многокритериальны. В приведённом примере практически все критерии противоречивы, и искусство конструктора состоит в умении находить компромиссные решения. Это дополнительная сложность проектных задач.

Практика выработала определенную технологию решения таких задач, в которой используются декомпозиция проблемы, иерархия критериев оптимальности и ряд других приемов. Особое место в этой деятельности занимает использование предшествующего опыта в виде статистических данных по прототипам.

В первой части учебного пособия работа по выбору облика самолета и определению его основных параметров и характеристик разделена на несколько

относительно самостоятельных разделов, в каждом из которых принимаются определенные решения. Решения каждого раздела являются исходными данными для последующих.

Необходимо подчеркнуть, что в результате выполнения данной учебно-исследовательской работы должен появиться проект нового самолета, а не повторение уже существующих проектов. Статистические данные нужно использовать критически как вспомогательную информацию при решении проблем, возникающих на соответствующих этапах разработки.

В первой части в учебное пособие включен минимальный набор простейших расчетных зависимостей, необходимых для эскизного проектирования. Это сделано с целью выполнения сложнейшей задачи в течение достаточно короткого времени. Расчетные зависимости тщательно подобраны таким образом, чтобы, не перегружая читателя, дать ему возможность глубоко понять влияние отдельных проектных параметров, таких как аэродинамическая компоновка самолета, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность и др., на основные характеристики самолета – взлетную массу, топливную эффективность и прочие. В связи с этим в первой части пособия широко используются упрощенные, так называемые «инженерные», аналитические зависимости параметров (проектных переменных) с техническими характеристиками самолета. В учебных целях полезно варьировать те или иные параметры в используемых расчетных формулах и построить графики изменения вычисляемых результатов.

Еще одно важное замечание по работе с аналитическими зависимостями, которые используются в эскизном проектировании. В основу этих формул положены относительно простые модели, основанные на фундаментальных законах физики и механики. Например, в основу весовой формулы крыла положена оценка массы консольной балки, работающей на изгиб. Оценка разгрузки крыла двигателями, топливом, учет стреловидности, сужения, технологических факторов обычно делается с помощью ряда коэффициентов, которые получаются из обработки статистических данных по уже существующим самолетам. Вдумчивого читателя не должно пугать то, что произведение массы в степени $1/2$ и удлинения в степени $3/2$, отнесенное к удельной нагрузке на крыло в дробной степени и т.д., дает результат в килограммах. Дело в том, что в таких формулах размерность результата обеспечивается числовыми коэффициентами, которые соответствуют

определенной системе единиц, в которой нужно исчислять значения проектных параметров. Поэтому следует очень внимательно относиться к размерности величин, подставляемых в ту или иную формулу. Это особенно касается использования проектных соотношений из англоязычной литературы, в которой могут использоваться дюймы, футы и т.п. величины.

Данное учебное пособие содержит минимально необходимую информацию для приобретения первого опыта концептуального проектирования самолета. Оно никак не исключает, а напротив, подразумевает обращение к учебникам и другой научной литературе, в которой на первых порах очень трудно разобраться. В этой ситуации учебное пособие можно и нужно использовать как путеводитель по дополнительным источникам информации.

В качестве основного источника информации, на который опирается излагаемый в первой части материал, является русскоязычный учебник, выпущенный под редакцией С.М. Егера [1] в 1983 и переизданный в 2005 году. Как в учебнике, так и в данном пособии излагается традиционная методика проектирования, преследующая, в первую очередь, учебные цели – показать последовательность и алгоритмы выполнения основных этапов эскизного проекта, понять взаимосвязь выбираемых проектных параметров (исходных величин) и характеристик (комплекс свойств) самолета, наметить пути повышения эффективности самолета. Решение этих задач в учебном проектировании возможно лишь путем использования упрощенных методов проектирования и несложных математических моделей (формул), которые дадут возможность увидеть «внутренние» взаимосвязи параметров и позволят оценить их влияние на важнейшие свойства и эффективность самолета.

В англоязычной литературе традиционные методы проектирования рассматриваются в монографиях Торенбика [2] и Реймера [30].

В реальном проектировании в настоящее время используется высокоточное компьютерное математическое моделирование на всех этапах жизненного цикла самолета (авиационного комплекса), от ранних стадий проектирования до утилизации. Разработанные комплексы компьютерных программ создают возможность выполнения в автоматизированном режиме отдельных этапов проекта с использованием современных методов оптимизации проектных параметров и характеристик, обеспечивающих

высокую эффективность жизненного цикла самолета (авиационного комплекса).

Использование высокоточного математического моделирования приводит в настоящее время к смене проектных парадигм. На смену традиционному «эволюционному» (последовательному) проектированию приходит новая парадигма «точного попадания» – concurrent design. Обзор актуальных численных методов и программ и изложению идей новой проектной парадигмы посвящена вторая часть пособия.

Заключительная – третья часть пособия посвящена многодисциплинарной оптимизации (МДО) в концептуальном проектировании летательных аппаратов. Характерный пример таких задач – проектирование крыла, которое требует учета деформаций при расчете распределения нагрузки по размаху при неизвестных параметрах жесткости конструкции и отыскания компромисса в противоречивом влиянии на весовую и аэродинамическую эффективность важнейшего геометрического параметра крыла – удлинения.

Анализ публикаций последнего пятилетия, и особенно содержания конференций ICAS, показывает, что МДО в настоящее время является основным трендом в разработке методов проектирования самолетов.

Вторая и третья части пособия написаны с использованием опыта решения исследовательских и прикладных задач в Самарском университете.

1 РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТИРУЕМОГО САМОЛЕТА

Проектирование нового самолета начинается с разработки концепции – общего замысла его создания. Концепция определяет, какими путями и средствами, какими параметрами будут обеспечены высокая эффективность и конкурентоспособность проектируемого самолета, его превосходство по сравнению с самолетами, находящимися в эксплуатации или в процессе разработки.

Концепция будущего самолета закладывается уже при разработке заказчиком технического задания на проектирование соответствующим выбором функциональных и летно-технических характеристик, указанных в этом задании. Далее в процессе разработки проекта исполнителем концептуальные идеи выражаются в обоснованном выборе перспективных значений основных параметров самолета при составлении тактико-технических требований и при выборе его схемы. Все основные параметры, выбираемые и назначаемые в этих разделах, должны опираться на статистику и учитывать динамику развития авиации путем прогнозирования изменений наиболее важных параметров и характеристик самолетов с течением времени. Это требует знания последних достижений в основных областях авиационной науки и техники – аэродинамике, двигателестроении, конструкции и конструкционных материалах, оборудовании, вооружении, технологии, эксплуатации и др.

При разработке концепции проектируемого самолета при выполнении лабораторных работ, в курсовом и дипломном проектировании необходимо составить перечень новых технических достижений в области авиации, которые предполагается использовать при проектировании, с примерной оценкой их положительного влияния на основные параметры и характеристики самолета: возможное уменьшение масс конструкции, топлива, силовой установки самолета, ожидаемое улучшение его летно-технических характеристик. В этом перечне должны указываться конкретные технические новинки, которые должны обеспечить улучшение показателей эффективности проектируемого

самолета. Например, в области аэродинамики – использованием новых суперкритических профилей, установкой концевых рассеивателей вихрей, ламинаризацией обтекания; обеспечение конструкционного совершенства – путем повышения монолитности конструкции, применения сотовых конструкций, использованием новых материалов – алюминий-литиевых и титановых сплавов, широким применением композиционных материалов; повышение экономичности силовой установки – использованием новейших двигателей с высокой степенью двухконтурности и т.д. Составляя подобный перечень, можно по каждому из указанных новшеств давать приближенную оценку его влияния на соответствующие показатели и параметры самолета. Такие сведения часто приводятся в литературе и их следует использовать при выполнении данного раздела.

В качестве примера оценки положительного влияния новых решений на свойства самолета можно привести научно-технический прогноз пятнадцатилетней давности одной зарубежной самолетостроительной фирмы, согласно которому магистральные пассажирские самолеты, спроектированные и построенные в технологиях 2010 года, должны иметь взлетную массу на 23–25% меньше, чем самолеты 1995 года. Это существенное снижение взлетной массы будет достигнуто путем использования следующих компонентов технического прогресса: ламинаризация обтекания крыла – 4–6%; аэродинамическая компоновка – 6%; конструкция – 8–10% за счет применения новых материалов; силовая установка – 3%; оборудование и системы – 1%. Приведенные численные данные указаны в качестве примера и сейчас их значения, возможно, несколько устарели. Более свежие прогнозы следует искать в новой и особенно в периодической литературе за последние годы, совмещая этот поиск со сбором статистического материала. Хороший обзорный материал по развитию авиационной науки и техники, новейшим техническим разработкам можно найти в выпусках Технической информации ЦАГИ за последние годы, а также в справочных сайтах в сети Интернет [29].

Разработка концепции будущего самолета базируется на широком использовании прогнозов изменения важнейших параметров и характеристик самолетов данного назначения с течением времени. Методологические вопросы составления таких прогнозов вылились в специальную научную дисциплину [4], общие положения которой излагаются далее ([в разделе 1.3](#)).

1.1 Составление статистики

Приступая к разработке проекта нового самолета, необходимо, прежде всего, изучить статистический материал по самолетам того же типа, что и проектируемый. Статистический материал представляется в виде таблиц, содержание и структура которых определяются целями и задачами, решаемыми на ранних стадиях проектирования. В статистические таблицы включают сведения об основных характеристиках и параметрах самолетов-прототипов, которые аналогичны проектируемому по назначению и имеют примерно одинаковые с ним значения массы целевой нагрузки и дальности полета.

В таблицу заносятся данные о пяти–шести (в дипломном проектировании – до десяти) самолетах с указанием страны и фирмы, выпустившей самолет, года выпуска, типа, количества двигателей и их основных характеристик; приводятся массовые, геометрические, летно-технические характеристики самолетов. Геометрические характеристики указываются как в абсолютном, так и в относительном виде. К таблице прикладываются краткие описания включенных в нее самолетов с указанием конструктивных особенностей, наиболее интересных идей и новых технических решений, использованных при их разработке. Отмечается количество построенных самолетов или потребность в самолетах данного типа, если она указывается в описании данного самолета.

К описанию каждого самолета обязательно прикладываются их масштабные схемы в трех проекциях, которые используются для определения недостающих геометрических размеров при заполнении статистической таблицы.

Примерная структура статистической таблицы показана [в таблице приложения А.1](#) (см. [Приложение А](#)). Она составлена в самом общем виде применительно к самолетам различного назначения. Для самолетов определенного типа таблица должна быть сокращена за счет исключения параметров, которые не являются важными, характерными для этого типа самолетов.

При отборе самолетов-прототипов для включения в статистику в целях получения объективных сведений, наиболее точно отражающих тенденции развития авиации в настоящее время, в статистическую таблицу следует включать только самолеты последнего поколения. Самолеты более ранних поколений могут исказить картину их развития и существенно повлиять на

точность прогнозирования параметров, выбираемых в процессе проектирования.

Далее, отбирая самолеты для статистики, следует иметь в виду, что летные характеристики и относительные параметры, с которыми затем придется работать, не очень сильно зависят от абсолютных размеров и масс самолетов. Это позволяет включать в статистику прототипы, которые по массе целевой нагрузки и дальности полета могут существенно (до 30–40%) отличаться от показателей проектируемого самолета. Это расширяет возможности для сбора статистического материала.

При выборе прототипов предпочтение следует отдавать серийным самолетам, по которым сведения в литературе более точны, чем по самолетам опытным, параметры и летные данные которых часто носят предварительный или рекламный характер. Кроме того, доводка опытного самолета в процессе летных испытаний и при запуске его в серийное производство может существенно изменить все его показатели.

Если включенный в статистику самолет выпускается в различных модификациях, то в таблицу отдельной строчкой или столбцом заносятся сведения по каждой модификации отдельно. Можно ограничиться одной модификацией, наиболее близкой по параметрам к проектируемому самолету.

Источниками для сбора статистики могут служить как отечественные, так и зарубежные справочники, энциклопедии по авиации, отчеты НИИ, журналы и другая периодическая литература. Все большее развитие получают компьютерные базы данных по авиации, содержащиеся в Интернете [29].

При сборе статистических данных особое внимание должно уделяться достоверности вносимых сведений. Часто в различных источниках приводятся противоречивые данные.

Иногда отсутствуют оговорки о том, что приводимые данные являются предельными, но не одновременно достижимыми, например, максимальная дальность и максимальная целевая нагрузка. Поэтому в таблице по возможности должны приводиться соответствующие оговорки об условиях достижения того или иного летного показателя ([см. строки 37, 38 в таблице приложения А.1](#)).

При анализе и прогнозировании изменения наиболее важных параметров проектируемого самолета составляется статистика иного рода.

В нее включается большее число (8–10) самолетов, в число которых могут входить и самолеты разных поколений. Для всех этих самолетов составляется статистическая таблица, состоящая всего из нескольких строчек, число которых соответствует числу анализируемых параметров. Записанные в эти строчки значения параметров затем используются для построения ретрорядов и прогнозирования по приведенной в разделе [1.3](#) методике.

Перечень параметров, подлежащих прогнозированию, указывается в задании и согласовывается с руководителем проектирования.

1.2 Анализ проектной ситуации

На основании исследования статистического материала и изучения развития самолетов заданного типа проводится анализ проектной ситуации, при выполнении которого решаются следующие задачи:

1. Оценивается потребность в самолетах данного типа на ближайшее будущее с указанием потребного числа самолетов на перспективный период времени, например, пять – десять лет. Подобные цифры можно встретить в периодической литературе при описании конкретного типа самолетов, в обзорных статьях, посвященных описанию традиционных авиационных выставок в различных городах мира.

2. Исследуются особенности развития и указывается достигнутый уровень совершенства самолетов данного типа. Отмечаются среднестатистические и максимальные значения наиболее важных летно-технических характеристик, геометрических и весовых параметров, показателей топливной и экономической эффективности этих самолетов. Указываются технологические и эксплуатационные качества – стоимость самолета, себестоимость перевозок, ресурс, показатели надежности, комфорта для пассажиров и т.п.

3. Изучаются перспективы развития и прогнозируется изменение основных летно-технических характеристик и относительных параметров самолетов данного типа на ближайшие годы. Для этого по данным статистических таблиц строятся динамические и статические графики ретрорядов важнейших параметров прототипов, отыскиваются для них функции трендов с оценкой ошибок аппроксимации и находятся прогнозируемые значения параметров [\[4\]](#). По каждому параметру следует указать, за счет каких новых технических

решений, из числа намеченных при разработке концепции проектируемого самолета, будет обеспечено улучшение этого параметра.

Для параметров, у которых число статистических точек мало и построение трендов затруднительно, указываются их примерные средние значения.

Любой самолет является частью большой системы, в которую кроме самолетного парка входит целый ряд подсистем, обеспечивающих весь жизненный цикл этого парка, начиная с изготовления и кончая его списанием и утилизацией. Все звенья большой системы взаимосвязаны и совершенствование параметров и свойств каждого из них должно повышать эффективность других звеньев и всей системы в целом. Появление каждого нового самолета неизбежно сказывается на работе и на эффективности смежных, обслуживающих его систем, что позволяет уже на этапе разработки ТТТ к самолету дать приближенную системную оценку его созданию, указав, какие изменения внесет внедрение этого самолета в области производства, эксплуатации, окружающую среду и другие взаимодействующие с ним области.

1.3 Элементы научно-технического прогнозирования

Самолет как технический объект представляет собой сложную систему, состоящую из достаточно большого числа подсистем (агрегаты и системы оборудования самолета), которые, в свою очередь, образуются из более мелких подсистем и элементов (узлы, детали самолета). Каждое из этих слагаемых характеризуется тем или иным количеством параметров, определяющих их свойства – геометрические, массовые, аэродинамические, летно-тактические, эксплуатационные и др. В сумме все указанные параметры образуют то, что принято называть обликом самолета. Кроме такого обобщенного облика могут использоваться более простые частные варианты облика самолета, объединяющие определенную группу параметров – геометрических, массовых, летно-тактических и др.

Все параметры самолета условно можно разделить на две группы:

- постоянные параметры, которые в процессе проектирования не изменяются, они обычно определены техническим заданием;
- переменные параметры, которые выбираются, варьируются в процессе проектирования; их совокупность характеризует основные качества и

свойства проектируемого объекта, которые принято называть характеристиками.

Статистика по выпущенным ранее самолетам–прототипам позволяет получать статистические графики зависимости их параметров и характеристик от тех или иных интересующих нас факторов. Если в качестве такого фактора (аргумента) принять текущее время t , то графики будут показывать динамику изменения параметров по годам выпуска прототипов, и мы получим для каждого исследуемого параметра x динамический параметрический ряд за прошедший (ретроспективный) период времени t_p ([рис. 1.1](#)).

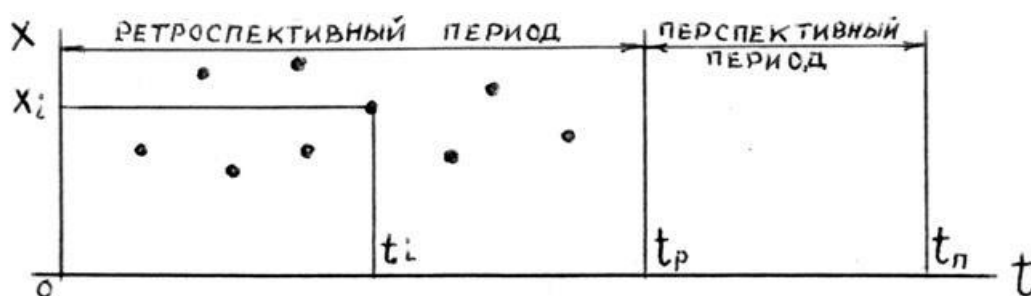


Рис. 1.1. Параметрический динамический ряд

При разработке нового самолета для правильного выбора его основных параметров и характеристик важно иметь представление об их величинах в будущем через определенный промежуток времен t_n . Такая задача перспективного анализа решается методами научно-технического прогнозирования.

Обычно прогнозирование базируется на предположении, что закономерности развития данного типа самолетов и их основных параметров в ретроспективном и в перспективном периодах времени сохраняются неизменными. Поэтому для получения прогноза достаточно интерполяцией ретроспективного ряда выявить основную тенденцию изменения параметра за время t_p и экстраполяцией распространить эту тенденцию на перспективу вплоть до времени t_n . Время t_n должно выбираться не менее срока, потребного для разработки нового самолета, что в настоящее время может составлять пять лет и более.

Выявление тенденции (тренда) изменения параметра выполняется подбором математической модели (функции), аппроксимирующей зависимость параметра от времени. В качестве аппроксимирующих функций обычно

используются достаточно простые зависимости – линейная (1), квадратичная (2), экспоненциальная (3), логистическая (4) и некоторые другие ([рис. 1.2](#)). Логистические аппроксимации, или S-образные кривые, представляют интерес для процессов и параметров, в которых есть, с одной стороны, стадия быстрого изменения, а с другой стороны, есть существенное ограничение из физических или иных соображений. Так, коэффициент полезного действия не может быть больше единицы; максимальная дальность пассажирских самолетов быстро увеличивалась во второй половине прошлого века, но дальность больше примерно 16-17 тысяч километров становится уже ненужной из географических соображений. В практике могут быть использованы и другие аппроксимирующие функции.

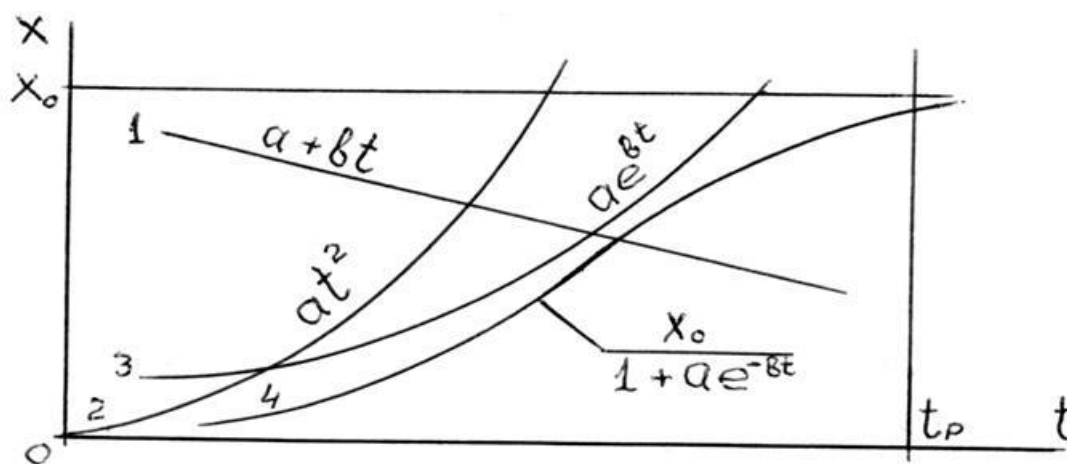


Рис. 1.2. Типовые функции тренда

Точность аппроксимации ретроспективного ряда выбранной функцией тренда и параметры этой функции определяются методом наименьших квадратов.

Характер аппроксимирующей функции может выбираться исходя из общей картины расположения статистических точек ретроряда или путем использования дополнительных зависимостей параметра от аргумента, вытекающих из физической сути этого параметра. Если подобные условия отсутствуют, то можно для данного ретроряда определить тренды для двух–трех типовых функций и остановиться на том из них, который даст наименьшую ошибку аппроксимации.

Покажем методику определения трендов для некоторых простейших типовых функций.

1.3.1 Линейная функция тренда

Пусть статистические точки ретроряда располагаются в некотором узком коридоре, который ограничен прямыми линиями (рис. 1.3). Каждой точке ряда в момент времени t_i соответствует значение параметра x_i . Общее количество точек равно n .

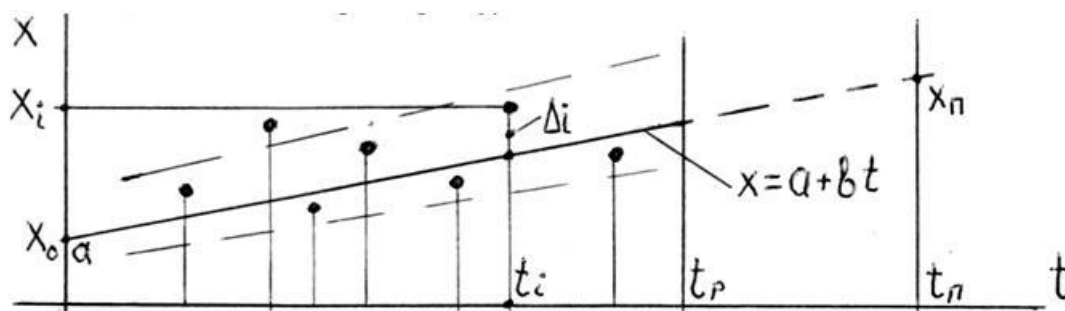


Рис. 1.3. Аппроксимация ретроряда линейной функцией

Для такой картины распределения статистических точек в качестве функции тренда логично принять линейную зависимость параметра от времени[^]

$$x(t) = a + bt.$$

Эта прямая линия должна располагаться в указанном коридоре и отражать осредненную зависимость параметра от времени. Точное положение этой линии определяется параметрами a и b .

Каждая статистическая точка $x_i(t_i)$ имеет отклонение (ошибку) относительно прямой тренда в точке t_i , $x_i(t_i)$:

$$\Delta_i = x_i(t_i) - x_i(t_i).$$

Наилучшие значения параметров a и b , обеспечивающих наименьшую ошибку аппроксимации, отыскиваются по методу наименьших квадратов. Согласно этому методу наиболее точному положению функции тренда соответствует наименьшая сумма квадратов отклонений статистических точек от аппроксимирующей линии:

$$S_{\min} = \sum_1^n [x_i(t_i) - x_i(t_i)]^2.$$

Минимум этой суммы обеспечивает наименьшую величину средней квадратической ошибки, определяющей точность аппроксимации статистического ретрорядя:

$$\sigma = \sqrt{\frac{S}{n-1}}.$$

Условия минимума S определяют равенство нулю частных производных:

$$\frac{\partial S}{\partial a} = 2 \sum_1^n [x_i - (a + bt_i)](-1) = 0;$$

$$\frac{\partial S}{\partial b} = 2 \sum_1^n [x_i - (a + bt_i)](-t_i) = 0.$$

После преобразований получаем два уравнения с неизвестными a и b :

$$na + Ab = B;$$

$$Aa + Cd = D,$$

здесь детерминанты уравнений определяются параметрами:

$$A = \sum_1^n (t_i); \quad C = \sum_1^n (t_i)^2,$$

$$B = \sum_1^n (x_i); \quad D = \sum_1^n (x_i t_i)$$

и решения уравнений (искомые параметры тренда) равны

$$a = \frac{BC - AD}{nC - A^2};$$

$$b = \frac{nD - AB}{nC - A^2};$$

$$x_0 = a.$$

Прогнозируемое значение параметра

$$x_n = a + bt_n.$$

Параметры x_0 и x_n определяют положение аппроксимирующей прямой на графике $x(t)$.

Вычислив значения этой функции в точках t_i , можно определить отклонения Δ_i , сумму квадратов отклонений S и определить среднюю квадратическую ошибку σ .

Вычисление перечисленных параметров удобно свести в расчетную таблицу, руководствуясь изложенным выше порядком расчета, или составить компьютерную программу по определению параметров функции тренда, или воспользоваться соответствующей программой из широко известного комплекса Matlab.

1.3.2 Экспоненциальная функция тренда

Рассмотрим случай, когда статистические значения ретроряда с течением времени быстро нарастают ([рис. 1.4](#))

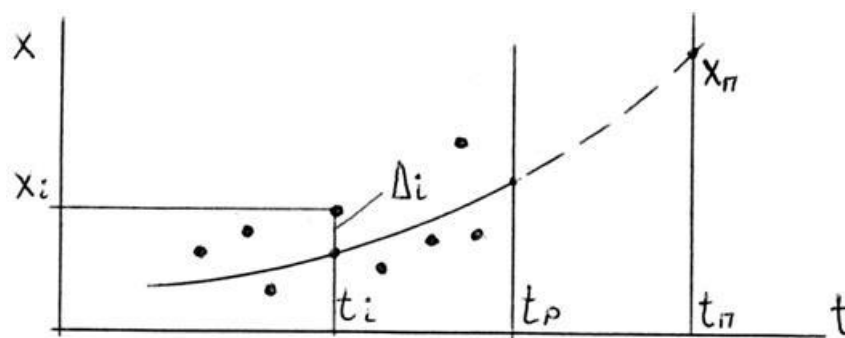


Рис. 1.4. Аппроксимация экспоненциальной функцией

В качестве аппроксимирующей функции тренда в этом случае удобно использовать экспоненту

$$x = x_0 e^{bt} e^{bt}.$$

Требуется определить параметры x_0 и b . После логарифмирования экспоненты получаем

$$y = a + bt,$$

где

$$y = \ln xy;$$

$$a = \ln x_0$$

и задача сводится к предыдущей.

Коэффициенты a и b определяются формулами, аналогичными линейному тренду:

$$a = \frac{BC - AD}{nC - A^2};$$

$$b = \frac{nD - AB}{nC - A^2},$$

где

$$A = \sum_1^n t_i; \quad C = \sum_1^n t_i^2;$$

$$B = \sum_1^n \ln x_i; \quad D = \sum_1^n (t_i \ln x_i).$$

Определив параметры a и b , находят величину

$$x_0 = ea$$

и функцию тренда

$$X = e^a e^{bt} = e^{a+bt}.$$

Затем можно подсчитать отклонения Δ_i , сумму S и среднюю квадратическую ошибку σ .

1.3.3 Логистическая функция тренда

В том случае, когда параметр статистического ряда, с одной стороны, имеет зону быстрого изменения, но с другой стороны, имеются ограничения максимальных или минимальных его значений, связанные с физическими или какими-либо другими соображениями, в качестве функции тренда следует использовать одну из S-образных функций, форма кривой которой напоминает эту латинскую букву. Наиболее простой из них является логистическая функция, форма и математическое выражение которой показаны [на рис. 1.2](#).

Примером такой зависимости может служить изменение рейсовой скорости самолета $V_{\text{рейс}}$ по дальности полета. Рейсовая скорость равна средней скорости полета из пункта вылета в пункт посадки, включая время, затраченное на взлет и посадку, – от момента запуска двигателей до момента их выключения в пункте назначения. Полет состоит из трех этапов:

- взлет и набор высоты крейсерского полета;
- полет с крейсерской скоростью на крейсерской высоте;
- снижение и посадка в аэропорту назначения.

Средняя скорость полета на начальном и конечном этапах по понятным причинам всегда намного меньше крейсерской скорости второго основного этапа. Поэтому осредненная рейсовая скорость полета всегда будет меньше крейсерской. Однако если принять, что дальности первого и третьего этапов практически не зависят от общей дальности полета, то дальность второго крейсерского участка будет увеличиваться с ростом общей дальности полета, и это приведет к росту рейсовой скорости, которая с ростом дальности полета будет асимптотически приближаться к скорости крейсерской.

Логистическая функция тренда имеет вид

$$X = \frac{x_k}{1 + ae^{-bt}},$$

где x_k – предельная величина параметра X ,

$$a = \frac{x_k}{x_0} - 1,$$

где x_0 – начальное значение параметра X .

Для вычисления параметров логистической функции следует использовать стандартные компьютерные программы, в том числе, например, из упоминавшегося уже комплекса Mathlab.

Кроме динамических зависимостей параметров самолета от времени при проектировании могут использоваться статистические зависимости параметров, не связанные со временем. Их принято называть статическими. Так, используя статистику, можно установить связи параметров с характеристиками самолета, а также взаимосвязь параметров самолета между собой.

Обычно подобные взаимосвязи устанавливаются той или иной научной дисциплиной или областью знаний, обслуживающих развитие авиации. Результаты этих научных знаний воплощаются в виде формул, выражающих определенные закономерности и включающих какое-то количество параметров. В начале проектирования значения большинства из этих параметров еще неизвестны. Вот в этом случае при выборе основных, наиболее важных параметров в первом приближении и можно воспользоваться статистикой, как в виде динамических, так и в виде статических графиков. Наиболее простые графики статического типа показывают взаимосвязь двух параметров самолета. Они определяют область практического использования рассматриваемых

параметров в определенный момент или период времени. По мере развития авиации границы этой области могут расширяться и прогнозирование предельных границ этой области в будущем возможно экстраполяцией существующих взаимосвязей. Выявление тенденций статических взаимосвязей и построение функций трендов для них можно выполнять аналогично тому, как это делается в анализе динамических зависимостей. Графики статических зависимостей двух параметров будут представлять собой плоскую кривую или прямую линию в координатах этих параметров. Если такие кривые построить для нескольких дискретных значений третьего параметра, то получим сетку кривых, отображающих взаимосвязь трех параметров. Экстраполяцией кривых сетки можно получить представление о расширенной области взаимосвязи этих параметров.

В реальном проектировании выбранные в первом приближении на основании статистики значения параметров при дальнейшей проработке проекта уточняются путем использования методов и компьютерных программ оптимизации основных обликковых параметров самолета.

2 РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К САМОЛЕТУ

Тактико-технические требования (ТТТ) к проектируемому самолету определяют основные цели и задачи его создания, условия его применения, задают потребные значения основных параметров и характеристик самолета, намечают условия его производства и эксплуатации. Исходными данными для разработки ТТТ являются содержание технического задания на проектирование и результаты анализа проектной ситуации.

Все требования к самолету подразделяются на несколько групп. Ниже приводится состав этих групп и даются рекомендации по их разработке.

2.1 Функциональные требования

В этих требованиях отражается общий замысел создания нового самолета. Они определяют тип и класс самолета, выполняемые им задачи, его важнейшие параметры и характеристики. В них указываются следующие свойства проектируемого самолета:

- 1) назначение самолета;
- 2) основные задачи, выполняемые базовым самолетом;
- 3) варианты использования и возможные модификации самолета;
- 4) состав целевой (коммерческой или боевой) нагрузки;
- 5) состав экипажа;
- 6) степень автоматизации основных этапов полета;
- 7) условия базирования, класс аэродрома, тип ВПП;
- 8) средства механизации погрузочно-разгрузочных работ;
- 9) возможность десантирования с воздуха живой силы и техники;
- 10) возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов;
- 11) состав вооружения;
- 12) тактика выполнения боевых операций, взаимодействие с другими видами вооружений, подготовка к повторному вылету;
- 13) радиолокационные и другие средства защиты.

2.2 Общие технические требования

Эта группа требований определяет основные летные качества будущего самолета, его надежность и безопасность. Они представляются двояким образом.

Во-первых, составляется перечень основных, наиболее важных для данного самолета требований, носящих качественный характер, без указания каких-либо численных их значений.

И, во-вторых, задаются требования с указанием численных значений или ограничений для основных летно-технических параметров и характеристик самолета.

Перечень качественных требований указывает самые важные свойства самолета, на которые при проектировании следует обращать внимание в первую очередь. Перечень таких требований поможет конструктору принимать правильные и обоснованные решения по основным проблемам, возникающим в процессе проектирования.

Состав этих требований определяется назначением самолета и выполняемыми им задачами. Для каждого типа самолета это будут свои специфические требования.

Как правило, требования, входящие в полный их список, вступают между собой в противоречия. Улучшение одних свойств самолета может ухудшать другие его качества. В теории оптимального проектирования такая ситуация описывается множествами Парето.

Разрешение противоречивости требований в первом приближении может быть достигнуто путем установления их сравнительной важности – ранга или рейтинга каждого из них и расположением требований в порядке убывания этого рейтинга. Такое ранжирование требований позволяет конструктору руководствоваться в первую очередь теми из них, которые стоят на более высоком месте в списке, т.е. имеют более высокий рейтинг.

Процесс ранжирования требований достаточно субъективен, и его результат зависит от уровня знаний и опыта ранжирующего, а также от общего замысла, концепции создания будущего самолета.

Повышение объективности ранжирования возможно путем использования метода экспертных оценок с привлечением для этого нескольких высококвалифицированных специалистов, что в учебных условиях

использовать весьма затруднительно. Гораздо проще применить один из методов количественной оценки – метод парных сравнений.

Суть этого метода состоит в следующем. Записываются в произвольном порядке все требования, которые проектировщик считает важными для проектируемого самолета.

Последовательно рассматривается каждая пара требований из этого списка и решается вопрос об их сравнительной важности. В соответствии с этой оценкой каждое требование получает определенное количество баллов. Шкала баллов может быть различной. Например, требованию более важному дается два балла, а менее важному – ноль баллов. Равнозначные по важности требования получают по одному баллу. Можно при явной предпочтительности одного из требований давать ему оценку 2:0, а при менее выраженной – 1:0. Возможны и другие шкалы оценок. Результаты парных сравнений заносятся в специальную таблицу, в последнем столбце которой суммированием баллов для каждого требования определяется его рейтинг, который и определяет место этого требования в общем их списке.

Покажем использование метода парных сравнений на примере ранжирования требований для военно-транспортного самолета тактического назначения. Примерный список основных требований к этому самолету, записанных в произвольном порядке, можно представить следующим образом:

- 1) высокая крейсерская скорость полета;
- 2) быстрота погрузки и выгрузки;
- 3) возможность перевозки и десантирования с воздуха легкой и средней техники пехотной дивизии;
- 4) хорошие взлетно-посадочные характеристики и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов;
- 5) высокая топливная эффективность;
- 6) возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов;
- 7) удобство обслуживания и ремонта.

Рассматривая последовательно каждую пару требований, даем им сравнительную оценку важности по указанной выше трехбалльной шкале.

- а) Требование «1» – требование «2».

Сокращение времени погрузки и выгрузки в боевых условиях на прифронтовом аэродроме важнее, чем сокращение времени крейсерского полета. Поэтому требование «2» оцениваем в два балла, а требование «1» получает ноль баллов.

б) Требование «1» – требование «3».

Необходимость перевозки и десантирования заданной техники явно важнее увеличения скорости полета. Оценка требования «3» – два балла, требования «1» – ноль баллов.

в) Требование «1» – требование «7».

Эти два требования можно считать примерно равноценными и дать им оценку по одному баллу.

Рассмотрев аналогичным образом все требования, полученные результаты сводим в [табл. 2.1.](#)

Таблица 2.1. Результаты ранжирования требований

№	1	2	3	4	5	6	7	Рейтинг	Место
1	☀	0	0	0	0	1	1	2	7
2	2	☀	1	1	2	2	2	10	1
3	2	1	☀	1	1	1	1	7	3
4	2	1	1	☀	2	2	1	9	2
5	2	0	1	0	☀	0	0	3	6
6	1	0	1	0	2	☀	2	6	4
7	1	0	1	2	2	0	☀	6	5

При равенстве рейтингов двух требований места определяются по результату их парного сравнения – требования 6 и 7.

Результаты ранжирования позволяют записать список требований к самолету в порядке убывания их важности (рейтинга):

- 1) быстрота погрузки и выгрузки;
- 2) хорошие взлетно-посадочные качества и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов;
- 3) возможность перевозки и десантирования с воздуха легкой и средней техники пехотной дивизии;
- 4) возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов;
- 5) удобство обслуживания и ремонта;
- 6) высокая топливная эффективность;
- 7) высокая крейсерская скорость полета.

Теперь конструктор, принимая то или иное решение в процессе проектирования самолета, должен руководствоваться, прежде всего, требованиями, занимающими самое высокое место в этом списке.

Следует добавить, что приведенные в таблице оценки носят приблизительный характер, демонстрируя лишь суть метода парных сравнений. Каждый конструктор, учитывая конкретные особенности и условия применения проектируемого самолета, может менять состав требований и давать им иные оценки в соответствии со своим пониманием проектной ситуации и общей концепции создаваемого самолета.

2.3 Летно-технические требования

Эти требования устанавливают численные значения основных, наиболее важных для проектируемого самолета летных характеристик и параметров. Как правило, к ним относятся скорость и высота полета, расчетная дальность или радиус действия, скороподъемность, взлетно-посадочные характеристики, расчетная или эксплуатационная перегрузка и др.

Назначение численных значений летно-технических характеристик должно опираться на статистику и учитывать прогноз развития самолетов данного типа. Большую помощь в этом может оказать построение графиков, отражающих взаимосвязи этих параметров: скорость – дальность, высота полета – дальность и др., а также графиков изменения летных характеристик по времени выпуска самолетов-прототипов. Для указанных в задании характеристик прогнозирование их значений должно выполняться путем построения функций трендов с экстраполяцией их на ближайшие годы.

В ТТТ численные значения каждого летно-технического показателя должны задаваться либо желаемым диапазоном «от – до», либо верхней – «не больше», либо нижней – «не меньше» границей его значений. Конкретное численное значение характеристики задавать не рекомендуется. Такие строго определенные характеристики или параметры указываются только в задании на проектирование.

Перечень и состав летно-технических параметров и характеристик, назначаемых при разработке ТТТ, определяется назначением самолета.

Так, для пассажирских и транспортных самолетов при назначении летно-технических характеристик можно ограничиться основными параметрами крейсерского режима – крейсерской скоростью и высотой полета, а также взлетно-посадочными характеристиками – длиной разбега, посадочной скоростью или скоростью захода на посадку. Расчетная дальность полета и коммерческая нагрузка для этих самолетов обычно указываются в задании.

Для маневренных и военных самолетов кроме взлетно-посадочных характеристик должны указываться максимальная скорость, потолок, скороподъемность, радиус виража, допустимая перегрузка и т.п.

2.4 Производственно-технологические требования

Указываются масштаб производства (размер серии), основные конструкционные материалы, в том числе новые виды полуфабрикатов и их предельные размеры, основные методы изготовления и новые технологические процессы, степень стандартизации и унификации, другие качественные или количественные показатели производственной технологичности самолета.

2.5 Эксплуатационные требования

Указываются требования к основным, аварийным входам и выходам, особенности аварийного покидания самолета, удобство работы для экипажа, степень автоматизации управления самолетом, условия обзора из кабины экипажа, комфорт для пассажиров, механизация погрузки и выгрузки, удобство обслуживания, ремонта, легкоосъемность и взаимозаменяемость агрегатов, оборудования, автономность эксплуатации, класс аэродрома, ресурс самолета в летных часах.

2.6 Техничко-экономические требования

Экономические показатели производства и эксплуатации самолета: ожидаемые себестоимость самолета, себестоимость перевозок, коэффициент топливной эффективности, стоимость эксплуатации летного часа и др.

2.7 Прочие требования

Класс самолета по нормам прочности, ожидаемый рынок сбыта, экологические требования.

3 ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА

Схема самолета определяет количество, форму и взаимное расположение его основных агрегатов – крыла, оперения, фюзеляжа, взлетно-посадочных устройств, а также количество и размещение на самолете двигателей и их воздухозаборников. Схема самолета решающим образом влияет на его свойства и качества, что в конечном счете определяет и его общую эффективность. Схема любого самолета обусловлена его назначением, условиями его применения и основными требованиями, предъявляемыми к проектируемому самолету. Главная проблема, которая решается при выборе схемы, заключается в том, чтобы принятая схема наилучшим образом удовлетворяла ТТТ, обеспечивала минимальную массу конструкции и взлетную массу, высокое аэродинамическое качество и максимальную эффективность самолета.

Аэродинамическая схема тесно связана с особенностями компоновки самолета. Поэтому одновременно с разработкой схемы самолета должны быть решены в принципе вопросы размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива и двигателей.

В зависимости от количества агрегатов возможны следующие схемы самолетов: моноплан или биплан, с одним или двумя фюзеляжами, с одной или двумя поверхностями горизонтального, вертикального оперения, с двух-, трех- или многоопорным шасси, с различным числом двигателей.

Схема самолета характеризуется, прежде всего, количеством и взаимным расположением несущих поверхностей, которые делятся на главные, создающие основную долю подъемной силы (крыло), и вспомогательные (оперение), обеспечивающие устойчивость, управляемость и балансировку самолета. В зависимости от расположения горизонтального оперения относительно крыла различают следующие балансировочные схемы самолета:

- «нормальная» – горизонтальное оперение позади крыла;
- «бесхвостка» – горизонтальное оперение отсутствует;
- «утка» – горизонтальное оперение впереди крыла;

– комбинированная – нормальная схема с дополнительным горизонтальным оперением впереди крыла (ПГО), имеющая некоторые компоновочные преимущества за счет сдвига крыла назад. У маневренных самолетов ПГО улучшает характеристики устойчивости и управляемости.

Схема самолета, взлетная масса и размеры которого еще не определены, может быть задана безразмерными геометрическими параметрами, определяющими его внешний вид. В результате разработка схемы сводится к выбору численных значений относительных параметров, определяющих внешний вид и взаимное расположение основных агрегатов самолета.

Решения, принимаемые при формировании внешнего облика самолета, весьма ответственны, так как допущенные здесь ошибки очень трудно устранить впоследствии. Поэтому выбор параметров схемы должен быть хорошо продуман и тщательно обоснован, особенно наиболее важных параметров, сильно влияющих на свойства и характеристики самолета.

3.1 Выбор параметров схемы

Для самолетов конкретного назначения выбор схемы ведется в следующем порядке:

- 1) намечается схема размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива;
- 2) выбирается конфигурация несущей системы для основного (крейсерского) и взлетно-посадочных режимов полета;
- 3) выбирается балансирующая схема самолета;
- 4) выбираются параметры крыла, оперения, фюзеляжа, органов управления и органов механизации крыла;
- 5) выбирается схема и параметры шасси;
- 6) выбирается тип двигателей, их число и расположение на самолете;
- 7) определяются приближенные значения основных аэродинамических параметров, параметров силовой установки, находится величина удельной нагрузки на крыло;
- 8) выполняется эскиз внешнего вида самолета в трех проекциях или в аксонометрии.

Для основных агрегатов самолета должны быть выбраны следующие параметры.

Выбор параметров схемы крыла. Выбираются удлинение λ , сужение η , угол стреловидности χ .

Выбирается тип профиля и относительные толщины в корне и на конце крыла \bar{C}_0 , \bar{C}_k , угол поперечного V крыла. Выбирается тип механизации крыла, относительные площади, относительные хорды и углы отклонения закрылков, предкрылков, интерцепторов, гасителей подъемной силы крыла.

Влияние основных параметров крыла на летно-технические характеристики самолета и массу крыла рассмотрены в [1, 2, 3, 5, 6, 7, 17].

Выбор удлинения и угла стреловидности крыла обязательно обосновывается прогнозированием их значений путем построения функций трендов для статических рядов зависимости этих параметров от скорости и дальности полета.

Выбор параметров фюзеляжа. Намечается принципиальная форма поперечного сечения фюзеляжа – круглая, овальная, прямоугольная, вертикальная или горизонтальная «восьмерка» и др. По статистике принимаются предварительные значения удлинения фюзеляжа λ_f , удлинение его носовой $\lambda_{нч}$ и хвостовой $\lambda_{хч}$ частей. Выбираются формы и параметры фонаря кабины экипажа [1, 3, 5, 6]. Окончательные значения параметров фюзеляжа обязательно будут уточняться при разработке компоновки самолета.

Выбор параметров оперения. Выбираются относительные площади

$$\bar{S}_{zo} = \frac{S_{zo}}{S};$$

$$\bar{S}_{\phi o} = \frac{S_{\phi o}}{S},$$

удлинения $\lambda_{го}$, $\lambda_{во}$, сужения $\eta_{го}$, $\eta_{во}$, относительные толщины $\bar{C}_{0во}$, $\bar{C}_{го}$, углы стреловидности $\chi_{го}$, $\chi_{во}$ горизонтального и вертикального оперения.

Выбор параметров органов управления. Намечаются основные и дополнительные органы продольного, поперечного, путевого управления и их размещение на самолете. По статистике и с учетом уже принятых параметров схемы задают относительные площади всех рулевых поверхностей, их относительные хорды и углы отклонения.

Взаимное расположение агрегатов самолета

Крыло – фюзеляж. Выбирается одна из трех схем расположения крыла по высоте фюзеляжа – низкоплан, среднеплан, высокоплан с подробным обоснованием принятой схемы [1, 2, 3, 5, 6]. Положение крыла вдоль оси

фюзеляжа определяется относительным расстоянием от носка фюзеляжа до носка центральной хорды крыла, принимаемым на основании статистики:

$$\bar{l}_u = \frac{l_u}{l_\phi}.$$

Другой способ привязки крыла к фюзеляжу изложен в работе [3, с. 475], где приводится статистический график для относительной длины носовой части фюзеляжа, измеряемой от носка фюзеляжа до четверти средней аэродинамической хорды (САХ) крыла. Параметр $\bar{\ell}_{нч}$ зависит в основном от компоновки двигателей на самолете и в первом приближении может приниматься равным:

– 0,45 – 0,50 – для самолетов с ТРД, ДТРД, установленным под крылом;

– 0,52 – 0,53 – для самолетов с двумя двигателями под крылом и третьим в хвостовой части фюзеляжа;

– 0,52 – 0,57 – для самолетов с двумя, тремя и четырьмя двигателями в кормовой части фюзеляжа.

Выбирается угол заклинения (угол установки) крыла $\alpha_{зак} = (2 - 3)^\circ$.

Крыло – оперение. Уточняются параметры балансировочной схемы самолета [1]. По статистике выбираются плечи горизонтального оперения

$$\bar{L}_{zo} = \frac{L_{zo}}{bA}$$

и вертикального оперения

$$\bar{L}_{\phi o} = \frac{L_{\phi o}}{l},$$

а также коэффициенты статических моментов

$$A_{zo} = \bar{S}_{zo} \cdot \bar{L}_{zo};$$

$$A_{\phi o} = \bar{S}_{\phi o} \cdot \bar{L}_{\phi o}.$$

Эти параметры будут уточняться при разработке чертежа общего вида самолета.

Параметры шасси. Выбирается тип основных элементов шасси и намечается размещение опор на самолете [1, 2, 3, 5, [6]. По статистике выбираются относительные параметры:

- база шасси $\bar{b} = \frac{b}{l_\phi}$;
- колея шасси $\bar{B} = \frac{B}{l}$;
- вынос главных опор $\bar{e} = \frac{e}{b}$.

Выбираются посадочный угол крыла $\alpha_{\text{пос}}$ с использованием типовых поляр самолетов [1, с. 582-584], стояночный угол самолета $\psi_{\text{ст}}$ [1, с. 525], затем определяются угол опрокидывания самолета

$$\varphi = \alpha_{\text{нос}} - \psi_{\text{ст}} - \alpha_{\text{зак}}$$

и угол выноса главных опор

$$\gamma = \varphi + (1-2)^\circ.$$

Все параметры шасси будут уточняться при проработке компоновки и расчете центровки самолета.

Выбор параметров силовой установки

На основании принятого в ТТТ диапазона скоростей и высот полета выбирается тип двигателей [1, 2, 6, 14, 15]. Для двухконтурных турбореактивных двигателей с учетом прогнозов их развития выбирается степень двухконтурности m , степень сжатия в компрессоре π_k , температура газов перед турбиной T_k^* . По статистике выбирается значение удельного веса двигателя

$$\gamma = \frac{m_{\text{дв}} g}{10P_0},$$

где $m_{\text{дв}}$ – масса двигателя, кг; P_0 – тяга двигателя, даН; g – ускорение свободного падения, м/с².

Значения этих параметров выбирают по статистике с учетом перспективы развития двигателестроения. Определяются стартовый удельный расход топлива C_{p0} по статистике ([1, с. 589-591]; справочники [14, 15]); вычисляется удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{p \text{ кр}}$ [1, с. 422].

Использование форсажной камеры увеличивает тягу на 30–70% и расход топлива на 200–250%.

Для турбовинтовых и поршневых двигателей по статистике определяются удельный вес двигателя

$$\gamma_{\partial e} = \frac{m_{\partial e} g}{10 N_{eo}} (\partial a H / \kappa B T)$$

и удельный расход топлива C_e (кг/кВт ч).

Характеристики и параметры современных ТВВД, ТВД, ПД можно найти в указанных выше справочниках по двигателям.

Выбирают и обосновывают количество двигателей, руководствуясь требованиями безопасности полетов и экономичности эксплуатации самолета. При этом следует учитывать общую тенденцию уменьшения числа двигателей в силовой установке современных самолетов.

Намечают и обосновывают размещение двигателей и воздухозаборников на самолете.

Материал по этим вопросам можно найти в [1, 2, 3, 6]. Для пассажирских магистральных самолетов следует отметить практически полный отказ от распространенной в недавнем прошлом схемы размещения двигателей на хвостовой части фюзеляжа из-за существенного роста массы конструкции основных частей самолета – фюзеляжа, крыла, оперения, что ухудшает экономические показатели самолета.

3.2 Обоснование выбора параметров схемы

Выбор параметров схемы опирается на статистику. Статистические данные позволяют определить для каждого параметра примерный диапазон его значений у самолетов-прототипов. Верхняя и нижняя границы этого диапазона, как правило, ограничиваются достижением неприемлемых значений какого-либо свойства или качества самолета, например, ухудшением его аэродинамики, увеличением массы конструкции, ухудшением технологических, эксплуатационных свойств т.д. В то же время выход за предельную границу статистического диапазона обычно повышает какие-то положительные качества и свойства самолета. Поэтому при проектировании каждого нового самолета конструктор, выбирая его основные параметры, всегда стремится выйти за освоенные границы статистического диапазона, чтобы повысив положительные качества самолета, обеспечить его более высокую эффективность. Но этот путь требует обязательного использования специальных мер и способов снижения отрицательного влияния при выборе параметра за пределом освоенного диапазона его значений. Добиться такого результата возможно только широким

использованием при разработке проекта самолета новейших достижений авиационной науки и техники. Подобный путь развития авиации подтверждается и статистикой изменения основных параметров самолетов с течением времени.

В учебном проектировании перечень новых технических решений, которые предполагается использовать в данном проекте, должен быть составлен при разработке концепции проектируемого самолета.

Влияние заложенных в проект новых решений на параметры самолета можно учесть путем использования научно-технического прогнозирования при выборе наиболее важных параметров разрабатываемого самолета. Определив функции трендов для этих параметров, легко найти перспективные их значения в ближайшем будущем. Перспективный промежуток времени следует принимать не менее пяти лет.

Для параметров менее важных, не сильно влияющих на свойства и характеристики самолета, обоснование их выбора можно выполнять в такой последовательности:

- перечисляются характеристики и свойства самолета, на которые оказывает влияние выбираемый параметр;
- из этого перечня отбираются две – три характеристики, соответствующие ТТТ и занимающие наиболее высокое положение в ранжированном списке требований (раздел 2);
- с учетом статистики принимается величина параметра, наилучшим образом обеспечивающая выполнение отобранных требований.

Пример применения данной методики для выбора удлинения крыла λ .

1) Выбор характеристик и свойств самолета, зависящих от удлинения крыла:

- дальность полета L_p ;
- аэродинамическое качество самолета K_{\max} ;
- взлетно-посадочные характеристики $C_{ya \max \text{ пос}}, V_{\text{пос}}$;
- максимальная скорость V_{\max} ; крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$;
- масса крыла;
- жесткость крыла.

2) Выявление определяющих характеристик, зависящих от назначения самолета:

– для пассажирских, транспортных и других самолетов большой дальности определяющими являются дальность полета (нижняя граница λ), а также масса и жесткость крыла (верхняя граница λ);

– для самолетов того же типа, но малой дальности нижнюю границу определяют взлетно-посадочные характеристики, верхнюю – масса крыла;

– для истребителя верхнюю границу определит максимальная скорость, а нижнюю – маневренные или взлетно-посадочные характеристики.

3) Используя статистические графики $\lambda(L_p)$ или $\lambda(V_{кр})$ и др. выбирается численное значение удлинения крыла λ .

В реальном проектировании выбор параметров схемы самолета, как и других его обликовых параметров, ведется путем их оптимизации с использованием математического моделирования и компьютерных программ автоматизированного проектирования ([1, 31]). На ранних стадиях разработки проекта самолета обычно используются упрощенные методы оптимизации, которые позволяют находить частные оптимумы отдельных параметров. В этом случае варьируются один или два параметра, а все остальные «замораживаются» и считаются постоянными. В качестве критериев оценки в этом случае обычно используются значения взлетной массы самолета, массы конструкции его агрегатов, для транспортных и пассажирских самолетов – себестоимость перевозок. В работе [24, с.70-78], приводятся результаты подобной частной оптимизации некоторых наиболее важных параметров крыла, фюзеляжа, силовой установки и даются рекомендации по их выбору, которые могут использоваться для обоснования принятых численных значений этих параметров.

3.3 Определение исходных параметров самолета

После выбора относительных параметров схемы и с учетом заданных в ТТТ летно-технических характеристик самолета можно определить численные значения некоторых его параметров, которые потребуются при дальнейшей разработке проектируемого самолета.

3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло

В зависимости от назначения самолета и его летных характеристик определяется величина удельной нагрузки на крыло p_0 даН/м². Оценки влияния

этого параметра на основные качества самолета содержатся в [1, 2, 3, 6]. Для принятой механизации крыла выбирается примерная величина $C_{ya \max \text{ пос}}$ для посадочной конфигурации самолета [1, с. 88], [2, с. 282].

Потребная величина удельной нагрузки на крыло p_0 определяется для основных режимов полета, зависящих от этого параметра.

А. Неманевренные самолеты

1. Режим посадки. Для принятых в ТТТ значений посадочной скорости $V_{\text{пос}}$ или скорости захода на посадку $V_{зп}$ (м/с) находится потребная величина p_0 (даН/м²) по одной из формул:

либо

$$p_0 = \frac{C_{ya \max \text{ пос}} V_{зп}^2}{30,2(1 - \bar{m}_m)},$$

либо

$$p_0 = \frac{C_{ya \max \text{ пос}} V_{\text{пос}}^2}{24,5(1 - \bar{m}_m)},$$

где \bar{m}_m – относительная масса расходуемого топлива; берется по [1], табл. 6.1.

Расчет ведется только по одной из приведенных формул!

Для военных самолетов при посадке можно учесть уменьшение посадочной массы самолета на величину \bar{m}_t и на величину боевой расходуемой нагрузки $\bar{m}_{\text{расх}}$, взяв ее по статистике $1 - \bar{m}_m - \bar{m}_{\text{расх}}$.

2. Крейсерский режим полета. В ТТТ должны быть заданы крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$ на высоте $H_{\text{кр}}$. Потребная удельная нагрузка на крейсерском режиме

$$p_0 = \frac{\Delta_n V_{\text{кр}}^2 \sqrt{\lambda_\phi C_{ха0}}}{13(1 - 0,6\bar{m}_m)},$$

где Δ_n – относительная плотность воздуха на высоте $H_{\text{кр}}$; берется по МСА [8], и

$$C_{ха0} = 0,8(0,9 + 0,15M_{\text{кр}}) \left[0,0083 \left(1 + 3\bar{C}_0 + \left(0,0083\lambda_\phi + \frac{0,5}{\lambda_\phi^2} \right) \right) + 0,004 \right],$$

$C_{ха0}$ – число $M_{\text{кр}}$ соответствует крейсерской скорости полета. Для режима $V_{\text{макс}}$ подставляется величина $M_{\text{макс}}$;

эффективное удлинение крыла принимается равным

$$\lambda_3 = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda}.$$

В. Маневренные самолеты

Кроме посадочного режима рассматриваются режимы полета на потолке [1, с.84] и маневр с максимально допустимой перегрузкой [1, с. 88].

За расчетное значение удельной нагрузки на крыло для данного типа самолета принимается наименьшая из полученных величин.

3.3.2. Аэродинамические параметры

Коэффициент отвала поляры в дозвуковой зоне

$$D_0 = \frac{k}{\pi\lambda_3},$$

где $k=1,02$ – для трапецевидных крыльев с $\lambda>3$; $k=1,6$ – для треугольных и близких к ним крыльев с $\lambda\simeq 2$.

В сверхзвуковой зоне

$$D_0 = \frac{B_0\sqrt{M^2-1}}{4},$$

где $B_0 = \frac{1}{1 - \frac{1}{2\lambda\sqrt{M^2-1}}}$ – для прямого трапецевидного крыла;

$B_0=1$ – для треугольного крыла со сверхзвуковой передней кромкой.

Максимальное аэродинамическое качество самолета

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{D_0 C_{xa0}}}.$$

3.3.3 Предварительный эскиз самолета

Выбор схемы самолета заканчивается выполнением эскиза (рисунка) внешнего вида самолета в трех проекциях или в аксонометрии и сводкой его исходных параметров:

– крыла – λ ; χ ; \bar{C}_0 ;

- фюзеляжа – $\lambda_{\text{ф}}$;
- оперения – $\bar{S}_{\Gamma \text{ о}}, \bar{S}_{\text{В о}}, A_{\Gamma \text{ о}}, A_{\text{В о}}$;
- шасси – $\bar{b}, \bar{e}, \varphi$;
- силовой установки – $m; \gamma; C_{\text{р0}}; C_{\text{р кр}}; \pi_{\text{к}}$;
- самолета – $C_{\text{ха0}}; K_{\text{max}}; C_{\text{ya max пос}}, p_0$.

4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Под стартовой тяговооруженностью самолета понимается отношение суммарной статической тяги двигателей P_0 к взлетной силе тяжести самолета:

$$\bar{P}_0 = \frac{10}{g} \cdot \frac{P_0}{m_0}.$$

Обе силы выражаются в даН, поэтому тяговооруженность – величина безразмерная.

Тяговооруженность определяет основные летно-технические параметры самолета, зависящие от энергетических возможностей его силовой установки. К этим параметрам относятся скорости и высоты полета, потолок, скороподъемность, взлетные характеристики, маневренность и др. Исходя из заданных в ТТТ значений летно-технических характеристик, можно определить требуемую величину тяговооруженности проектируемого самолета. Выполняется это в следующей последовательности. Вначале намечается список или перечень наиболее важных для данного самолета летно-технических характеристик, достижение которых должно быть обеспечено согласно принятым ТТТ. Для каждой из этих характеристик находится требуемое значение тяговооруженности. Наибольшее из этих значений принимается за расчетное для проектируемого самолета, которое обеспечит выполнение всех летных характеристик, заданных в ТТТ.

Примерный перечень условий при расчете требуемой тяговооруженности для наиболее распространенных типов самолетов можно представить в следующем виде.

Для неманевренных – пассажирских, транспортных и им подобных самолетов определяющими условиями при определении тяговооруженности будут:

- полет на крейсерском режиме со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$;
- обеспечение заданной длины разбега $\ell_{разб}$;
- взлет при отказе одного двигателя на разбеге;

– если предусматривается эксплуатация самолета с грунтовых аэродромов, то добавляется еще одно условие:

– страгивание самолета с места на размокшем грунте.

Для самолетов маневренных – истребители, спортивные, учебно-тренировочные – кроме обеспечения $\ell_{разб}$ войдут требования:

- полет на $V_{max}(M_{max})$;
- скороподъемность у земли с вертикальной скоростью V_{y0} ;
- обеспечение заданного потолка H_p ;
- маневр с перегрузкой $n_{доп}$.

Для стратегических ракетоносцев кроме взлетного режима и режима M_{max} на большой высоте добавится режим полета с V_{max} на предельно малой высоте полета.

Далее приводятся расчетные формулы определения потребной тяговооруженности для основных режимов полета самолетов с газотурбинными двигателями.

1) Крейсерский режим со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$:

$$\bar{P}_0 = \frac{1 - 0,6\bar{m}_m}{\xi\varphi_n\varphi_{др}K_{кр}},$$

где $\xi(M_{крейс})$ – учитывает изменение тяги по скорости полета [1, с. 83];

$$\xi = 1 - 0,32M + 0,4M^2 - 0,01M^3;$$

для $M_{крейс}=0,8-0,9$ можно принимать $\xi \approx 1$;

φ_n – поправка на высоту полета: для $H < 11\text{ км}$ $\varphi_n = \Delta^{0,85}$; для $H > 11\text{ км}$ $\varphi_n = 1,2\Delta$; Δ – относительная плотность воздуха на $H_{кр}$ (МСА, [2, с. 613]; [8]); $\varphi_{др}=(0,8-0,9)$ – поправка на дросселирование для крейсерского режима работы двигателей; $K_{кр} \approx (0,85-0,9)K_{max}$ – аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета.

2) Обеспечение заданной длины разбега $\ell_{разб}$:

$$\bar{P}_0 = 1,05 \left[\frac{1,2p_0}{C_{ya\max\ взл}l_{разб}} + \frac{1}{2} \left(f + \frac{1}{K_{разб}} \right) \right],$$

где p_0 – удельная нагрузка на крыло; f – коэффициент трения колес шасси при разбеге [1, с. 76]; $K_{разб}$ – аэродинамическое качество самолета при разбеге [1, с. 76]; $C_{ya\max\ взл}$ – коэффициент подъемной силы крыла при взлете [1, с. 90].

3) Взлет при отказе двигателя на разбеге:

$$\bar{P}_0 = \frac{1,5n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \operatorname{tg} \Theta_{\min} \right),$$

где $n_{\text{дв}}$ – число двигателей на самолете; $K_{\text{наб}}$ – аэродинамическое качество самолета при наборе высоты $K_{\text{наб}} \approx 1,2K_{\text{разб}}$; $\operatorname{tg} \Theta_{\min} = 0,024$ для $n_{\text{дв}} = 2$; $\operatorname{tg} \Theta_{\min} = 0,027$ для $n_{\text{дв}} = 3$; $\operatorname{tg} \Theta_{\min} = 0,030$ для $n_{\text{дв}} = 4$;

4) Тяговооруженность по условию страгивания с места самолета на грунтовых ВПП:

$$\bar{P}_0 = 1,4f_{\text{кач}},$$

где $f_{\text{кач}} = 0,1 - 0,12$ – коэффициент трения качения для размокшего грунта.

5) Обеспечение максимальной скорости V_{max} (M_{max}) на заданной высоте H_{vmax}

$$\bar{P}_0 = \frac{C_{xa0} \Delta_n V_{\text{max}}^2}{16,3 \rho_0 \xi(M_{\text{max}}) \varphi_n \varphi_{\text{др}}},$$

или

$$\bar{P}_0 = \frac{C_{xa0} q_{M=1} M_{\text{max}}^2}{\rho_0 \xi(M_{\text{max}}) \varphi_n \varphi_{\text{др}}},$$

где $q_{M=1}$ – скоростной напор при $M=1$ на высоте H_{vmax} (берется по МСА, [8]).

6) Полет на статическом потолке $H_{\text{п}}$:

дозвуковые самолеты

$$\bar{P}_0 = 1,67 \frac{\sqrt{D_0 C_{xa0}}}{\Delta_{\text{ном}}};$$

сверхзвуковые самолеты

$$\bar{P}_0 = 0,83 \frac{\sqrt{C_{xa0} \sqrt{M^2 - 1}}}{\xi \Delta_{\text{ном}}}.$$

7) Полет с заданной установившейся перегрузкой $n_y \approx n_{\text{доп}}$ при заданных V и H :

$$\bar{P}_0 = \frac{1 + n_{\text{доп}}^2}{2n_{\text{доп}} K_{\text{max}} \xi \varphi_n \varphi_{\text{др}}}.$$

В случаях 5, 6 и 7 для маневренных самолетов $\varphi_{др} = 1$ для бесфорсажных режимов и $\varphi_{др} = 1,3$ при полете с форсажем двигателей.

8) Полет с заданной скороподъемностью V_{y0} :

$$\bar{P}_0 = \left(\frac{V_{y0}}{V} + \frac{1}{K_{\max}} \right) \frac{1}{\xi \varphi_{др}};$$

для $H = 0$: $\varphi_{др} = 1$, скорость равна наивыгоднейшей $V = V_{нвг}$, $\varphi_{др} = 1$ для номинального режима; на форсаже – 1,3–1,6.

Самолеты с ТВД и ПД

Для этих самолетов определяется стартовая энерговооруженность

$$\bar{N}_0 = \frac{10N_0}{m_0 g} (\kappa B m / \partial a H),$$

где \bar{N}_0 – суммарная стартовая мощность двигателей в кВт (для ТВД – эффективная мощность N_{e0}).

1) Крейсерский режим полета:

K_N^{VH} – учитывает изменение мощности по высоте и скорости полета, выбирается по относительным высотно-скоростным характеристикам двигателей (см. справочники по ТВД или ПД).

2) Обеспечение заданной длины разбега:

$$\bar{N}_0 = 0,75 \left(\frac{1,2\rho_0}{C_{ya \max \text{ вкл}} f_{разб}} + 1,1 f_{разб} + 0,033 \right),$$

$C_{ya \max \text{ вкл}}$ [1, с. 90].

3) Взлет при отказе одного двигателя:

$$\bar{N}_0 = 0,93 \frac{1,5n_{дв}}{(n_{дв} - 1)K_{над}} \left(\frac{0,62}{C_{ya \text{ вкл}}} + \frac{C_{ya \text{ вкл}}}{\pi \lambda} + tg \Theta_{\min} \right),$$

где $C_{ya \text{ вкл}} = 0,756 C_{ya \max \text{ вкл}}$, $tg \theta_{\min}$ принимается аналогично самолетам с ТРД.

4) Взлет с грунтового аэродрома:

$$\bar{N}_0 \geq 1,4 f_{кач}.$$

Выбор $f_{кач}$ см. в [1, с. 76].

Наибольшее значение \bar{N}_0 принимается за расчетную энерговооруженность.

Для легких и сверхлегких самолетов определение \bar{N}_0 см. в [9].

5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА

Одной из важнейших проблем проектирования любого нового самолета является определение его взлетной массы m_0 . Основная задача при этом заключается в обеспечении требуемых летно-тактических характеристик самолета при минимальной величине m_0 , потому что любое неоправданное завышение взлетной массы всегда снижает эффективность и конкурентоспособность самолета. Сложность решения этой задачи связана с тем, что некоторые составляющие взлетной массы зависят от ее значения и поэтому возникает проблема: взлетную массу нельзя определить, не определив массы всех ее составляющих, а массу некоторых из составляющих невозможно найти, не имея значения взлетной массы. Подобные противоречия обычно разрешаются путем использования метода последовательных приближений, применяя сначала приближенные, а затем все более точные методы и формулы для подсчета масс самолета. Большую помощь в этих расчетах дает использование статистического материала по прототипам.

5.1 Содержание и порядок выполнения работы

Для определения взлетной массы используется уравнение существования самолета [10]. Исходя из этого уравнения, взлетную массу можно определить, если часть ее составляющих известна в абсолютном виде (m_i), а остальные составляющие могут быть найдены в относительном виде ($\bar{m}_j = m_j/m_0$). В этом случае взлетная масса легко определяется по известному выражению, полученному из уравнения существования

$$m_0 = \frac{\sum m_i}{1 - \sum \bar{m}_j}.$$

Обычно в задании на проектирование указывается масса целевой (коммерческой или боевой расходуемой) нагрузки $m_{ц}$ в абсолютном виде. При разработке ТТТ намечается состав экипажа проектируемого самолета, что позволяет определить суммарную массу экипажа $m_{эк}$ и служебной нагрузки. Остальные составляющие взлетной массы могут быть найдены в

относительном виде с привлечением приближенных статистических формул и зависимостей для основных групп, входящих во взлетную массу самолета. Такие формулы, как правило, учитывают ряд наиболее важных параметров самолета и содержат, кроме того, некоторое количество статистических коэффициентов, полученных путем обработки статистики для определенных типов или классов самолетов. Поэтому при использовании той или иной статистической формулы следует обращать внимание на указание, для каких типов самолетов применима данная формула.

В формулы для относительных масс некоторых групп (конструкция, оборудование, снаряжение) в качестве определяющего параметра может входить и сама взлетная масса самолета. Очевидно, что для использования такой формулы сначала следует задаться хотя бы приближенно исходной величиной взлетной массы $m_{0исх}$. Исходную величину взлетной массы можно определить по приведенной выше формуле для m_0 , подставляя в числитель сумму тех масс, которые известны или легко подсчитываются в абсолютном виде, а в знаменателе относительные массы конструкции \bar{m}_k , силовой установки $\bar{m}_{с у}$, топливной системы $\bar{m}_{т с}$, оборудования и управления $\bar{m}_{об упр}$, снаряжения $\bar{m}_{сн}$ можно принять приближенно, используя статистические данные. Для этого вполне возможно воспользоваться сведениями по самолетам различного назначения, приведенными в учебнике [1, с. 130, табл. 6.1]. С использованием этих сведений находят исходное значение взлетной массы самолета по соотношению

$$m_{0исх} = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{с у} - \bar{m}_{т с} - \bar{m}_{об упр} - \bar{m}_{сн}}.$$

Далее, используя значение $m_{0исх}$, можно уточнить значения относительных масс по приближенным формулам и определить взлетную массу первого приближения:

$$m_{0исх}^I = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_k(m_{0исх}) - \bar{m}_{с у} - \bar{m}_{т с} - \bar{m}_{об упр}(m_{0исх}) - \bar{m}_{сн}}.$$

Следует напомнить, что в соответствии с уравнением существования самолета в формуле для m_0 масса любой составляющей группы может входить в числитель или в знаменатель этого выражения в зависимости от того, в каком

виде – абсолютном или относительном – она определяется. Так, например, если известен конкретный состав какой-то части оборудования и известны абсолютные массы этого оборудования, то эти массы можно перенести в числитель, уменьшив соответственно его относительную массу в знаменателе. Иногда проектирование самолета ведется под конкретный тип и марку двигателя, для которого известны все параметры, в том числе и его масса. В этом случае массу силовой установки проще подсчитать в абсолютном виде и перенести ее из знаменателя в числитель.

5.2 Определение массы целевой нагрузки

Для пассажирских самолетов к целевой нагрузке относится нагрузка коммерческая, в которую включаются пассажиры, багаж, платный груз и почта. Эта нагрузка приближенно определяется по числу пассажиров $n_{\text{пас}}$:

$$m_{\text{ком}} = 1,3(m_{\text{пас}} + q_{\text{баг}})n_{\text{пас}},$$

где $m_{\text{пас}}=75$ кг – средняя масса одного пассажира; $q_{\text{баг}}$ – масса багажа, перевозимого одним пассажиром: $q_{\text{баг}} = 30$ кг – для магистральных самолетов; $q_{\text{баг}} = 15$ кг – для самолетов местных линий; 1,3 – коэффициент, учитывающий массу дополнительного платного груза и почты.

Для грузовых, военно-транспортных самолетов масса целевой нагрузки равна массе перевозимого груза, указанного в задании.

Целевая нагрузка военных самолетов включает боевую расходую нагрузку – снаряды для пушек, неуправляемые и управляемые реактивные снаряды и ракеты, бомбы, спецконтейнеры и др., т.е. то, что сбрасывается, расходуется в процессе выполнения боевого задания. В учебном проектировании боевого самолета масса целевой нагрузки, как правило, задается в задании на проектирование.

5.3 Определение массы служебной нагрузки и снаряжения

В служебную нагрузку входят:

- экипаж (включая стюардесс);
- парашюты, личные вещи и багаж экипажа;
- съемное оборудование буфетов, гардеробов, туалетов, ковры, шторы, литература, продукты питания;

– технические жидкости, масло для силовых установок, невырабатываемый остаток топлива;

– аварийно-спасательное оборудование – лодки, плоты, спасательные пояса и жилеты, аварийные трапы, аварийные пайки, переносное оборудование;

– служебное оборудование – трапы, лестницы, бортинструмент, чехлы, колодки;

– дополнительное снаряжение – подвесные баки, подвески спецгрузов, съемная броня.

Масса этой группы состоит из массы экипажа и снаряжения:

$$m_{cl} = m_{\text{эк}} + m_{\text{сн}},$$

где $m_{\text{эк}} = m_{1\text{эк}} n_{\text{эк}}$; $m_{1\text{эк}} = 75$ кг – средняя масса одного члена экипажа для гражданских самолетов; $m_{1\text{эк}} = 90$ кг – для военных самолетов; $n_{\text{эк}}$ – число членов экипажа, которое можно принять согласно рекомендациям [1, с. 215]. Стоит также отметить, что на пассажирских самолетах последнего поколения экипаж, как правило, состоит только из двух пилотов и стюардесс.

Массу снаряжения приближенно можно принимать в относительном виде и включать ее в знаменатель формулы для m_0 : $\bar{m}_{\text{сн}} = 0,02 - 0,03$ – для средних и тяжелых самолетов; $\bar{m}_{\text{сн}} = 0$ – для легких самолетов.

5.4 Определение относительной массы конструкции

Для определения этой массы можно воспользоваться приближенной статистической формулой [24]

$$\bar{m}_k = \alpha \varphi n_A \sqrt{\left(\frac{m_{0\text{исх}} \lambda}{1000 \rho_0} + \frac{5,5}{\rho_0} \right) (1 + \beta_1 \lambda_\phi m + \beta_2) + 0,065},$$

где $\alpha = \frac{0,027}{\cos \chi}$ – для дозвуковых самолетов с прямым или стреловидным

крылом; $\alpha = 0,049 \mu$ – для сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом;

$\mu = 1 + \varepsilon \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_T} - 1 \right)$ – учитывает утяжеление конструкции самолета из-за кинетического нагрева; ε – отношение массы силовых нагруженных элементов

к массе всей конструкции (в первом приближении $\varepsilon \approx 0,5$); $\frac{\sigma_T}{\sigma_T}$ – отношение пределов текучести при нормальной температуре и при кинетическом нагреве; $\varphi = 1 - \frac{3(\eta+1)}{\eta+2} (\bar{z}_1 \varepsilon_1 \bar{m}_T + \bar{z}_2 \varepsilon_2 \bar{m}_{cy})$ – коэффициент разгрузки крыла; η – сужение крыла; ε_1 – доля топлива, располагаемого в крыле; \bar{z}_1 – относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс топлива (от плоскости симметрии самолета); ε_2 – доля массы силовой установки, размещенной на крыле; \bar{z}_2 – относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс силовой установки, размещенной на крыле; n_A – коэффициент расчетной перегрузки, приближенно: для пассажирских самолетов – (3–5), меньшая величина для более тяжелых самолетов; $\beta_1 = 0,065 - 0,08$ – для тяжелых дозвуковых самолетов; $\beta_1 = 0,08 - 0,115$ – для транспортных самолетов; $\beta_1 = 0,07 - 0,09$ для сверхзвуковых самолетов; $m = 1,2 - 1,3$ – для дозвуковых самолетов; $m = 1$ для сверхзвуковых самолетов; $\beta_2 = 0,15$ – для дозвуковых самолетов; $\beta_2 = 0,27$ – для сверхзвуковых самолетов; λ, λ_ϕ – удлинение крыла и фюзеляжа; p_0 – удельная нагрузка на крыло в даН /м²; $m_{0\text{ исх}}$ – исходная масса самолета в кг.

5.5 Определение относительной массы топливной системы

Эта масса определяется относительным запасом топлива \bar{m}_T и массой агрегатов топливной системы, которая учитывается введением поправочного коэффициента $k_{тс}$:

$$\bar{m}_{mc} = k_{mc} \bar{m}_m,$$

где $k_{тс} = 1,02 - 1,08$ – для тяжелых самолетов большой дальности; $k_{тс} = 1,1 - 1,2$ – для истребителей, легких и средних самолетов.

Потребный запас топлива для самолетов с выраженным крейсерским участком полета можно представить в виде суммы [1, с. 149]

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{Tкр} + \bar{m}_{Tнрп} + \bar{m}_{Тнз} + \bar{m}_{Тпр},$$

где $\bar{m}_{Tкр}$ – учитывает топливо для крейсерского полета; $m_{T н р п}$ – топливо для взлета, набора высоты, разгона, снижения и посадки; $m_{Тнз}$ – аэронавигационный запас топлива; $m_{T пр}$ – прочее (маневрирование по аэродрому, запуск и опробование двигателей, невырабатываемый остаток топлива).

Запас топлива для крейсерского полета без учета влияния выгорания топлива на дальность полета

$$\bar{m}_T^0 = \left(\frac{L_p - L_{н\text{ сн}}}{V_{кр} - W} \right) \frac{C_{пкр}}{K_{кр}},$$

где $L_p - L_{н\text{ сн}} = L_{кр}$ – расчетная дальность крейсерского участка полета; L_p – расчетная дальность полета (км); $L_{н\text{ сн}} \approx 40H_{кр}$ (км) – горизонтальная дальность полета на участках набора высоты и снижения (км); $H_{кр}$ – средняя высота крейсерского полета (км); $V_{кр}$ – крейсерская скорость полета (км/ч); W – расчетная скорость встречного ветра (км/ч): $H_{кр}$ (км) 3-6 ; 7-9; 10-12; W (км/ч) 30; 50; 70; $K_{крейс} = (0,85 - 0,9)K_{max}$;

удельный расход топлива на крейсерском режиме

$$C_{пкр} = C_{п0} + \frac{0,4M}{1 + 0,027H},$$

где

$$C_{п0} = 0,052 \frac{\sqrt{T_\Gamma^*}}{(\pi_K^*)^{0,25}} (1 + 0,025m - \sqrt{0,14m});$$

значения T_Γ^* и π_K^* можно принять по сведениям, изложенным в [6, с. 168-171].

С учетом влияния выгорания топлива на дальность полета (при $\bar{m}_T^0 > 0,2$)

$$\bar{m}_{Ткр} = \frac{\bar{m}_T^0}{1 + 0,625\bar{m}_T^0}.$$

Для взлетно-посадочных режимов

$$\bar{m}_{Тнпр} = (1 - 0,03m) \frac{0,0035H_{кр}}{1 - 0,004H_{кр}},$$

где m – степень двухконтурности двигателей.

Аэронавигационный запас топлива

$$\bar{m}_{Тнз} = \frac{0,9C_{пкр}}{K_{max}}.$$

Прочие расходы топлива

$$\bar{m}_{Тпр} \approx 0,006.$$

Для сверхзвуковых самолетов, легких спортивных, народно-хозяйственных и др. самолетов определение \bar{m}_T изложено в [1, с. 151].

5.6 Определение относительной массы силовой установки

Исходным параметром для определения этой массы служит назначаемое при выборе типа силовой установки значение удельного веса двигателей:

для ТРДД

$$\gamma_{\partial\partial} = \frac{m_{\partial\partial} g}{10 P_0};$$

для ПД, ТВД и ТВВД

$$\gamma_{\partial\partial} = \frac{m_{\partial\partial} g}{10 N_0} [\partial a H / \kappa B m],$$

которые определяются по статистическим данным из справочников двигателей.

Зная требуемую тяговооруженность \bar{P}_0 (энерговооруженность \bar{N}_0), можно определить относительную массу силовой установки:

для ТРДД

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma_{\partial\partial} \bar{P}_0;$$

для ПД, ТВД, ТВВД

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma_{\partial\partial} \bar{N}_0.$$

Для винтовентиляторных (ТВВД) двигателей можно использовать любую из приведенных формул, в зависимости от того в какой форме заданы его параметры – через \bar{P}_0 или \bar{N}_0 .

Коэффициент k_{cy} в формулах учитывает увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателей. Его можно определить по приближенной формуле

$$k_{cy} = k_1 - k_2 \gamma_{\partial\partial},$$

$$k_{cy} = k_1 - k_2 \gamma_{дв},$$

где статистические коэффициенты k зависят от числа двигателей:

число двигателей:	2	3	4
k_1	2,26	1,87	2,14
k_2	3,14	1,54	2,71.

Коэффициент k_{cy} можно определять также по формулам учебника [1, с. 147].

Для ТВД и ТВВД коэффициент k_{cy} можно определять по формуле

$$k_{cy} = 1,1 + \frac{1,36}{\gamma_{\partial\partial}} \left(0,1 + \frac{0,9}{N_0^{1/3}} \right),$$

где N_0 (кВт) выбирается ориентировочно с учетом статистики по прототипам.

5.7 Определение относительной массы оборудования и управления

Для определения этой массы можно использовать следующие статистические зависимости [1].

Пассажирские магистральные самолеты с $m_{исх} > 10000$ кг:

$$\bar{m}_{об\ упр} = \frac{250 + 30n_{пас}}{m_{0исх}} + 0,06,$$

где $\bar{m}_{0исх}$ – в кг; $n_{пас}$ – число пассажирских мест.

Грузовые, транспортные самолеты:

$$\bar{m}_{об\ упр} = 0,2 - 0,00027\sqrt{m_{0исх}}.$$

Для остальных самолетов $\bar{m}_{об\ упр}$ можно принимать по табл. 6.1 [1].

5.8 Определение взлетной массы первого приближения

Рассчитанные по приближенным формулам значения относительных масс $\bar{m}_к$, $\bar{m}_{с\ у}$, $\bar{m}_{т\ с}$, $\bar{m}_{об\ упр}$, $\bar{m}_{сн}$ необходимо сравнить с данными табл. 1.1, полученной в разделе 1 и со средними статистическими значениями табл. 6.1 [1]. Если рассчитанные массы существенно отличаются от статистических данных, то следует внести соответствующие коррективы в результаты расчетов или использовать другие статистические формулы.

Кроме того, полученные расчетные массы должны корректироваться с учетом того, что в проект нового самолета обязательно закладываются новые технические решения, перечень которых с примерной оценкой их влияния на свойства и соответствующие массы самолета должен быть указан при изучении статистики и анализе проектной ситуации. Эти новые решения могут изменять некоторые параметры самолета, которые непосредственно входят в расчетные формулы для относительных масс. В этом случае влияние новых решений на относительные массы будет учтено при использовании этих формул. Если же улучшаемые за счет новых решений параметры в расчетные формулы не входят, то в этом случае в полученные результаты расчета относительных масс следует внести соответствующие поправки с учетом тех оценок влияния этих

решений на основные массы самолета, которые обычно приводятся при описании этих новых технических решений.

После уточнения относительных масс \bar{m}_i определяется величина взлетной массы самолета первого приближения:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{ц}} + m_{\text{эк}}}{1 - \bar{m}_{\text{к}} - \bar{m}_{\text{сy}} - \bar{m}_{\text{ТС}} - \bar{m}_{\text{об упр}} - \bar{m}_{\text{сн}}}.$$

Полученное значение взлетной массы m_0^I следует сравнить с величиной $m_{0\text{исх}}$.

Разница между ними не должна превышать (5–7)%. В противном случае необходимо уточнить значения относительных масс \bar{m}_i в знаменателе последнего выражения. Уточнению подлежат в первую очередь значения $\bar{m}_{\text{к}}$ и $\bar{m}_{\text{об упр}}$, которые непосредственно зависят от взлетной массы самолета (см. подразделы 5.4, 5.7). Могут быть уточнены также значения других членов знаменателя путем более тщательного использования статистики. Для уточнения вычисленное значение взлетной массы первого приближения принимается за $m_{0\text{исх}}$. После уточнения значения \bar{m}_i процесс вычисления значения m_0^I и сравнения его с $m_{0\text{исх}}$ надо повторить.

6 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

После определения взлетной массы самолета можно найти его основные геометрические, весовые (массовые) и некоторые другие параметры в абсолютном виде. Исходными данными для этого, кроме взлетной массы, являются относительные геометрические параметры схемы, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность и относительные массы самолета.

Кроме получения абсолютных размеров самолета, определяющих его внешний вид, находятся абсолютные величины тяги и массы двигателей, что позволяет подобрать их конкретную марку. Определяется потребный объем топливных баков, подбираются размеры и тип колес шасси.

6.1 Порядок выполнения работы

Определение абсолютных параметров самолета обычно ведется в следующем порядке.

6.1.1 Определение параметров и подбор двигателей

По потребной величине тяговооруженности \bar{P}_0 и по известной взлетной массе m_0^1 находят суммарную тягу двигателей (даН)

$$\sum P_0 = \frac{m_0^1 g}{10} \bar{P}_0$$

и для числа двигателей $n_{\text{дв}}$ — тягу одного двигателя

$$P_{01} = \frac{\sum P_0}{n_{\text{дв}}}.$$

Затем, используя каталоги и справочники по двигателям, подбирают конкретную марку двигателя с близкими значениями статической тяги P_0 и степени двухконтурности m . При подборе двигателя можно допустить отклонение P_0 от требуемой P_{01} в сторону уменьшения до 5% и в сторону увеличения до 10%. Если выбор возможен из нескольких двигателей с

близкими P_0 , то следует отдать предпочтение двигателю с более низкими значениями удельного веса $\gamma_{\text{дв}}$ и удельного расхода топлива C_{p0} .

Если отыскать двигатель с близкими к требуемым значениями P_0 и m не удастся, то принимают гипотетический двигатель с требуемыми величинами тяги P_{01} и степени двухконтурности m , а его массу принимают равной

$$m_{\text{дв1}} = \frac{10P_{01}}{g} \gamma_{\text{дв}};$$

а для определения диаметра и длины двигателя используют статистические формулы учебника [1, с. 422–423], энциклопедии [6, с. 172–173] и статистику: [1, с. 589–591], [14, 15].

Для ТВД и поршневых двигателей по потребной энерговооруженности N_{e0} и m_0^I находят суммарную мощность (кВт)

$$\sum N_{e0} = \frac{m_0^I g}{10} \bar{N}_{e0}$$

и мощность одного двигателя

$$N_{e01} = \frac{\sum N_{e0}}{n_{\text{дв}}}.$$

Как и в случае с ТРДД, по каталогам и справочникам выбирают конкретную марку двигателя с близким значением N_{e01} или принимают гипотетический двигатель мощностью N_{e01} , размеры которого и принимают по статистике [2, с. 207–210].

Для легких и сверхлегких самолетов подбор двигателей рассмотрен в [9].

6.1.2 Определение массы и объема топлива

Потребная масса топлива

$$m_T = \frac{\bar{m}_{TC}}{k_{TC}} m_0^I.$$

Объем топлива

$$V_T = \frac{m_m}{800} (m^3).$$

Объем топливных баков

$$V_{m\bar{o}} = V_m + \Delta V_m (m^3),$$

где Δv_m – дополнительный запас топлива при перевозке уменьшенной коммерческой нагрузки на дальность, большую L_p , при постоянстве взлетной массы m_0^1 . Задаваясь величиной уменьшения коммерческой нагрузки $\Delta m_{ком}$, определяют потребный объем дополнительного топлива

$$\Delta v_T = \frac{\Delta m_{ком}}{800} (m^3).$$

Объем баков с учетом температурного расширения топлива увеличивают еще на 5%.

6.1.3 Определение параметров крыла

Площадь крыла $S = \frac{m_0^1 g}{10 P_0};$

размах крыла $l = \sqrt{\lambda S};$

центральная хорда $b_0 = b_u : b_u = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{l};$

концевая хорда $b_u = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{l};$

средняя аэродинамическая хорда

$b_A = \frac{2}{3} b_0 \left[1 + \frac{1}{\eta(\eta+1)} \right]$ – трапециевидное крыло, $b_A = \frac{2}{3} b_0$ – треугольное крыло.

По относительным параметрам определяют хорды и размеры по размаху: элеронов, интерцепторов, гасителей подъемной силы, закрылков, предкрылков [1, с. 394]. С учетом статистики выбираются формы, размеры и расположение концевых рассеивателей вихрей, наплывов по передней и (или) задней кромкам крыла [1, с. 379-381, 394-403].

6.1.4 Определение параметров оперения

Находят площади горизонтального и вертикального оперения:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} S;$$

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} S.$$

Определяют плечи горизонтального и вертикального оперения:

$$L_{ГО} = \bar{L}_{ГО} b_A;$$

$$L_{ВО} = \bar{L}_{ВО} l.$$

По относительным параметрам $\lambda_{ГО}$, $\eta_{ГО}$, $\lambda_{ВО}$, $\eta_{ВО}$ находят размахи и хорды оперения. Определяют хорды рулевых поверхностей по их относительным размерам $\bar{b}_{рв(рн)}$.

6.1.5 Определение размеров фюзеляжа

Руководствуясь компоновочными соображениями, уточняют форму сечения фюзеляжа, выбирают площадь миделевого сечения $S_{мид}$ и размер эквивалентного диаметра фюзеляжа:

$$D_{ГО} = 2\sqrt{\frac{S_{мид}}{\pi}}.$$

Определяются длина фюзеляжа в первом приближении

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} D_{\phi},$$

длины носовой части

$$l_{нч} = \lambda_{нч} D_{\phi},$$

и хвостовой частей фюзеляжа

$$l_{хч} = \lambda_{хч} D_{\phi}.$$

Рекомендации по выбору размеров фюзеляжа даны в [1, с. 237–243, с. 403–419]; [2, с. 71–106], [6, с. 256–264].

6.1.6 Определение параметров шасси

Определяются размеры:

база шасси $b = \bar{b} l_{\phi};$

колея шасси $B = \bar{B} l;$

вынос главных опор $e = \bar{e} b.$

Уточняются углы опрокидывания ϕ , угол выноса главных опор γ , стояночный угол ψ .

Определяются стояночные нагрузки на основные и переднюю опоры. С учетом статистики подбирают число колес на опорах и находят нагрузки на

одно колесо $P_{к1}$. По каталогам колес с учетом скоростей взлета и посадки подбираются размеры и вес колес. Каталоги колес приводятся в приложении В.

Для выбранного класса аэродромов оценивается проходимость шасси по эквивалентной одноколесной нагрузке [[1](#), с. 531].

6.2 Общий вид самолета в первом приближении

По найденным размерам разрабатывается предварительный чертеж общего вида самолета в трех проекциях с указанием его основных размеров. Формат чертежа – (А2 – А1). Окончательные размеры и чертеж общего вида самолета будут уточняться при разработке его компоновки и после расчета центровки.

7 ВЕСОВОЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА

После определения геометрических размеров можно уточнить взлетную массу самолета путем расчета масс его основных агрегатов и систем. Для этого используются статистические весовые формулы, которые позволяют оценить массы частей и самолета в целом, хотя по традиции эти расчеты принято называть весовыми. Весовые формулы обычно учитывают размеры и взлетную массу самолета, внешнюю форму агрегатов, размещение двигателей, топлива, целевой нагрузки, свойства конструкционных материалов и содержат ряд статистических коэффициентов, зависящих от типа и назначения самолета.

Расчет по весовым формулам дает лишь приближенное – прогнозируемое значение массы и при использовании формул различных авторов возможен большой разброс результатов. С целью минимизации неизбежной погрешности В.М. Шейнин, один из теоретиков весовых расчетов самолета, предложил метод множественных вычислений, суть которого состоит в том, что расчет ведется по достаточно большому числу весовых формул, затем крайние оценки отбрасываются, а остальные осредняются. Такой метод для традиционных конструкций дает достаточно достоверные результаты, точность которых увеличивается с увеличением числа используемых формул.

Уточним понятия и термины «весовой» и «массовый».

В практике проектирования самолетов исторически сложилась традиция использования таких терминов, как «весовой расчет», «весовое проектирование», «весовой контроль», «весовая эффективность», «весовая отдача» и некоторые другие, использующие прилагательные от слова «вес». В международной системе единиц СИ под весом понимается сила тяжести, равная произведению массы тела на ускорение свободного падения (mg) и измеряемая в ньютонах (Н). В старых источниках информации за единицу измерения силы был принят килограмм-сила (кгс), который равен $\sim 9,807\text{Н}$. В результате численные значения всех параметров, связанных с весом и силами, в системе СИ увеличились примерно на порядок, что вызывает большие

трудности в практическом использовании огромного количества информации и знаний, накопленных в прошлом. Чтобы свести указанные неудобства к минимуму, в данном пособии, как и в основном учебнике [1], в качестве единицы веса и сил используется деканьютон (даН): $1\text{даН} = 10\text{Н}$. Эта единица численно всего на два процента отличается от кгс: $1\text{даН} \sim 1,02\text{кгс}$, что намного упрощает использование старой информации.

В современной технической литературе часто «весовые» термины заменяются на термины с производными от слова «масса» – «массовый расчет», «массовые параметры», «сводка масс» и т.п. Такое одновременное использование «весовой» и «массовой» терминологии не является противоречивой, тем более, что термин «вес» (сила тяжести), так же, как и «масса», предусмотрен стандартами системы СИ. Кроме того, численное значение массы в кг точно совпадает с величиной веса в кгс. Необходимо только помнить, что масса и вес имеют совершенно разный физический смысл и измеряются они разными единицами.

Единица измерения каждого параметра определяется его физическим смыслом. Это относится и том числе и к удельным параметрам: удельный вес, удельная нагрузка на крыло, скоростной напор и др.

7.1 Определение массы планера и оборудования

Масса частей планера находится по весовым формулам, приведенным в ряде отечественных изданий:

- для крыла – [1, с. 131]; [2, с. 307; 313]; [3, с. 152 (формула 13.4)];
- для фюзеляжа – [1, с. 135]; [2, с. 315]; [3, с. 170 (формула 13.36)];
- для оперения – [1, с. 139]; [2, с. 310]; [3, с. 193 (формулы 13.52-53)];
- для шасси – [1, с. 142]; [2, с. 315]; [3, с. 203 (формула 13.63)].

Следует иметь в виду, что в приведенных формулах не учтено использование новых конструкционных материалов, в частности, композитов, которые могут обеспечить уменьшение массы силовых элементов до (15–20)%. Поэтому в полученные результаты расчетов по указанным формулам можно ввести поправочные коэффициенты от (0,80–0,85), если агрегат полностью изготавливается из новых материалов, и до (0,9–0,95) при частичном использовании этих материалов в конструкции агрегата.

При определении массы силовой установки, топливной системы, оборудования, снаряжения можно использовать весовые формулы и статистический материал в [1, с. 149], [2, с. 319–330], а также использовать статистику, приведенную в табл. 7.2, 7.3, 7.4 данного пособия. Учитывая научно-технический прогресс в электронике, системах автоматизации, в системах оборудования, следует и при расчете их масс также вводить поправочные коэффициенты, уменьшая массу указанных групп как минимум на (5 – 10)%.

В приложении Б приводятся весовые формулы, заимствованные из зарубежных изданий.

Новый подход к оценке масс силовых конструкций с использованием конечно-элементного моделирования, который целесообразно применять при проектировании самолетов с необычными внешними формами и размерами, приводится в учебном пособии [7]. Дополнительную информацию и статистические данные для весовых оценок можно найти в [6].

7.2 Сводка масс самолета

По результатам весового расчета составляется сводка масс самолета, в которой подробно указываются массы всех частей, составляющих взлетную массу самолета (табл. 7.1). Эти массы объединяются в группы по функциональному признаку. Для каждой группы определяется суммарная масса в абсолютном m_i (кг) и в относительно \bar{m}_i . Разбивка масс внутри группы (силовая установка, оборудование) выполняется приближенно с использованием статистических сведений табл. 7.2, 7.3, 7.4. Подробная типовая сводка масс приведена в учебнике [1, с. 578-580].

В данном расчете целевая нагрузка и масса топлива не уточняются. Их значения берутся из расчета взлетной массы первого приближения.

Полученную в результате составления весовой сводки суммарную массу можно считать уточненным значением взлетной массы самолета – взлетной массой второго приближения.

Таблица 7.1. Сводка масс самолета

№	Наименование	m_i кг	\bar{m}_i
I	КОНСТРУКЦИЯ	xxx	xxx
	Крыло	xxx	xxx
	Фюзеляж	xxx	xxx
	Оперение	xxx	xxx
	Шасси	xxx	xxx
	Окраска	xxx	
II	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	xxx	xxx
	Двигатели	xxx	
	Винты	xxx	
	Средства установки двигателей	xxx	
	Гондолы или воздухозаборники	xxx	
	Выхлопная системы, реверс тяги	xxx	
	Системы двигателей	xxx	
	Агрегаты топливной системы	xxx	
III	ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ	xxx	xxx
	Самолетное оборудование		
	Гидросистема	xxx	
	Электрооборудование	xxx	
	Радиооборудование	xxx	
	Радиолокационное оборудование	xxx	
	Аэронавигационное оборудование	xxx	
	Противообледенительная система	xxx	
	Система управления	xxx	
	Специальное оборудование		
	Пассажирское оборудование	xxx	
	Погрузочно-разгрузочное оборудование	xxx	
	Вооружение, бронирование	xxx	
IV	ПУСТОЙ САМОЛЕТ	xxx	xxx
V	СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ ЗАПISKA	xxx	xxx
	Экипаж	xxx	
	Спасательное оборудование	xxx	
	Снаряжение	xxx	
VI	ПУСТОЙ СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ (IV+V)	xxx	xxx

VII	ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА (коммерческая, боевая расх.)	xxx	K _{во ком}
	Пассажиры	xxx	
	Багаж	xxx	
	Платный груз, почта	xxx	
	Снаряды, ракеты, бомбы	xxx	
VIII	ТОПЛИВО	xxx	xxx
	Расходуемое топливо	xxx	
	Навигационный запас	xxx	
	Топливо в подвесных баках	xxx	
IX	ПОЛНАЯ НАГРУЗКА (VII+VIII)	xxx	K _{во ком}
X	ВЗЛЕТНАЯ МАССА m ₀ ^{II}	xxxx	

В конце весового расчета определяют коэффициенты весовой отдачи по полной

$$K_{\text{во пол}} = \frac{m_{\text{пол}}}{m_0}$$

и по коммерческой нагрузкам

$$K_{\text{во ком}} = \frac{m_{\text{ком}}}{m_0},$$

которые характеризуют транспортную эффективность самолета.

Далее для справки приводятся упрощенные весовые сводки масс ряда пассажирских (табл. [7.2](#) и [7.3](#)) и боевых ([табл. 7.4](#)) самолетов. Эти таблицы содержат сведения, представленные фирмами – разработчиками указанных самолетов, что, несмотря на некоторую неполноту сведений, дает ценный материал по составу отдельных групп оборудования реальных самолетов.

Таблица 7.2. Сводка масс самолетов Ту-154 и Ту-204

Наименование агрегатов и систем	Ту-154		Ту-204	
	$m, кг$	m / m_0	$m, кг$	m / m_0
I КОНСТРУКЦИЯ	24885	0,2777	29099	0,2835
Крыло	9200	0,10267	11090	0,1080
Фюзеляж	9490	0,1059	11689	0,1139
Оперение	2370	0,0264	1995	0,0194
Шасси	3715	0,04145	4325	0,0421
Окраска	110	0,00123		
II СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	10921	0,1218	11520	0,1122
Двигатели	8230	0,09184		
Средства установки двигателей	1289	0,01438		
Системы двигателей	913	0,01018		
Топливная система	489	0,00545		
III ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ	12644	0,14110	11250	0,1096
А Самолетное оборудование				
Гидросистема, пневмосистема				
Электрооборудование				
Радиооборудование				
Радиолокационное оборудование				
Аэронавигационное оборудование				
Противообледенительная система				
Система управления				
В Специальное оборудование				
Пассажирское				
Погрузочно-разгрузочное				
IV ПУСТОЙ САМОЛЕТ	48450	0,5407	51869	0,5053
V СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА	2325	0,02594	5782	0,0563
Экипаж	525	0,00586	600	0,0058
Спасательное оборудование	252	0,00281	252	0,0025
Снаряжение	1548	0,01728	4930	0,0480
VI ПУСТОЙ СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ	50775	0,56665	57651	0,5616
VII ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА	18000	0,20088	21000	0,2046
Пассажиры	11400	0,12722	14700	0,1432
Багаж	4560	0,05089	3920	0,0382
Почта	2040	0,02277	2380	0,0232
VIII ТОПЛИВО	20831	0,23247	24000	0,2338
Расходуемое топливо	18056	0,2015		
Навигационный запас	2375	0,0265		
Невырабатываемое топливо	400	0,00446		
IX ПОЛНАЯ НАГРУЗКА	38831	0,43335	45000	0,4384
X ВЗЛЕТНАЯ МАССА	89606	1	102651	1
ВЕСОВАЯ ОТДАЧА				
по полной нагрузке	0,4593		0,494705	
по коммерческой нагрузке	0,200879		0,204577	

Таблица 7.3. Сводка масс самолетов Ил-96-300 и Ил-114

Наименование агрегатов и систем	Самолеты	
	Ил-96-300	Ил-114
	Масса агрегатов, кг	
I. ПЛАНЕР	67159	6893
Крыло	32718	2829
Фюзеляж	19865	2504
Оперение	4984	640
Шасси	9592	920
II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	21933	2808
Двигатель в поставке:		
– двигатель сухой	11800	1060
– агрегаты на двигателе	2248	325
–реверсивное устройство	2280	-
Маслосистема	-	42
Винты	-	430
Гондолы, узлы крепления, выхлоп	1653	645
Пилоны	2290	-
Управление двигателями	86	64
Топливная система	855	109
Несливаемый остаток топлива	200	20
Установка ВСУ	521	113
III. ОБОРУДОВАНИЕ	23065	5447
Электрооборудование	5084	1767
Радиосвязное оборудование и система развлечения	1006	225
Пилотажно-навигационное оборудование, автоматизированная бортовая система управления и т.п.	1614	631
Гидросистема	1654	216
Управление рулями и элеронами	1100	375

Окончание табл. 7.3

Управление механизацией	1574	138
Система пожаротушения	391	67
Противообледенительная система	145	59
Стационарная кислородная система	85	21
Высотная система (системы кондиционирования воздуха и раскрутки двигателей)	2078	374
Теплозвукоизоляция	1179	264
Туалеты, водоснабжение и канализация	979	83
Конструкция буфета	338	27
Отделка, багажные полки и перегородки	2058	560
Кресла экипажа и бортпроводников	250	67
Кресла пассажирские	2757	439
Багажное оборудование	547	124
Узлы крепления средств спасения	226	10
Окраска и покрытия	325	55
Неучтенные детали	948	-
ИТОГО: ПУСТОЙ САМОЛЕТ	113431	15203
m_0	216000 кг	21000кг

Таблица 7.4. Сводка масс для ряда боевых самолетов

Элементы конструкции	Значения масс, кг						
	"Альфа а Джет"	F-16А	"Ягуар " S	"Мира ж" 2000	A-10А	F-15С "Игл"	Торнад о
ПЛАНЕР	2055	3549	3343	3550	5620	6269	7330
Крыло	636	970	720	1310	1700	1250	2250
Фюзеляж	810	1575	1380	1300	1587	3300	2650
Горизонтальное оперение	90	128	156	-	190	272	268
Вертикальное оперение	60	132	134	184	135	232	272
Носовая опора шасси	50	92	100	100	100	165	192
Главные опоры шасси	210	424	440	450	470	745	818
Средства спасения (кресло, фонарь)	170	175	180	173	165	190	370
Тормозной парашют, гак, УПС, реверс тяги	24	25	25	25	30	100	310
Окраска, бронирование	5	28	208	8	1243	15	200
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	759	1787	1873	1858	1735	3765	2675
Двигатель	620	1540	1550	1602	1370	3280	1974
Топливная система	90	170	214	178	230	292	384
Система управления двигателем	10	10	19	10	15	23	20
Система запуска двигателя	20.5	46	47	48	40	90	127
Противопожарная система	18.5	21	43	20	80	80	170
ОБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМЫ САМОЛЕТА	700	1445	1523	1670	1545	2360	2695
Электронное оборудование	180	610	520	670	606	795	1050
Электротехническое оборудование	160	230	260	320	320	420	450
Кислородное оборудование, кондиционирование	120	144	143	150	119	285	215
Система управления	240	461	450	390	500	260	760
Гидравлическая система						550	
Дополнительное оборудование	-	-	150	140	-	50	220
Пушка без боекомплекта	282	260	272	272	1000	260	350
ПУСТОЙ САМОЛЕТ С ПУШКОЙ	3796	7041	7011	7350	9900	12654	13050
ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА	2414	4509	4809	4865	6600	8485	8600
Боекомплект	117	175	162	225	540	105	300
Экипаж, масло, невырабатываемое топливо	260	160	190	160	200	250	400
Топливо во внутренних баках	1530	3162	3440	3360	4850	6100	6000
Пилоны, держатели, пусковая установка	25	105	108	120	105	218	200
Подвесное вооружение	482	907	909	1000	905	1812	1700
НОРМАЛЬНАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА	6210	11550	11820	12215	16500	21139	21650

8 КОМПОНОВКА САМОЛЕТА

Разработка компоновки самолета включает три основных этапа.

1) Объемно-весовая компоновка, которая определяет размещение во внутренних объемах самолета всех грузов, оборудования, топлива, экипажа, целевой нагрузки, силовой установки и пр., т.е. всего того, что занесено в сводку масс самолета. Для военных самолетов часть топлива и боевой расходуемой нагрузки может размещаться на внешних подвесках.

2) Конструктивно-силовая компоновка, которая предусматривает разработку конструктивно-силовой схемы самолета с проработкой силовых схем всех его агрегатов с указанием точного расположения основных силовых элементов – лонжеронов, усиленных нервюр, силовых шпангоутов, бимсов, стыковых соединений.

3) Уточнение аэродинамической схемы путем увязки взаимного расположения грузов внутри самолета и элементов силовой схемы. В результате уточняются размеры и взаимное расположение агрегатов самолета и его внешний вид.

8.1 Объемно-весовая компоновка самолета

Размещение полной нагрузки, оборудования и систем самолета должно отвечать следующим основным требованиям:

- обеспечение наилучших условий для работы экипажа;
- создание комфортных условий для пассажиров;
- обеспечение максимальной эффективности работы оборудования и систем;
- рациональное использование внутренних объемов фюзеляжа v_f и крыла $v_{кр}$, что можно оценить условной плотностью пустого снаряженного самолета:

$$\rho_{нсн} = \frac{m_{нсн}}{v_f + v_{кр}};$$

- обеспечение требуемой центровки при всех возможных вариантах загрузки самолета, что достигается размещением переменной и расходуемой

нагрузки (целевая нагрузка, топливо) как можно ближе к центру масс самолета или симметрично относительно него;

- обеспечение минимальных массовых моментов инерции самолета.

В процессе выполнения объёмно – весовой компоновки проводится размещение, определение и уточнение размеров:

- кабины экипажа – [1, с. 215–219]; [2, с. 98–99];
- пассажирских салонов – [1, с. 237]; [2, с. 80–84];
- формы и размеров поперечного сечения фюзеляжа [1, с. 238–240]; [2, с. 73–79];
- окон и входных дверей пассажирской кабины [1, с. 245–246]; [2, с. 89];
- буфетов-кухонь, гардеробов, туалетов [1, с. 247–249]; [2, с. 84–92];
- пассажирских кресел [1, с. 238]; [2, с. 84];
- аварийных выходов [1, с. 243]; [2, с. 86];
- рабочих мест бортпроводников [1, с. 246]; [2, с. 90];
- багажно-грузовых отсеков [1, с. 246–247], 257; [2, с. 92–98]; (объем багажников увеличивается для перевозки большего груза при уменьшенном числе пассажиров);
- грузовых дверей и люков [1, с. 255–257]; [2, с. 97–98];
- стандартных грузовых контейнеров, [1, с. 246]; [2, с. 96];
- двигателей, гондол, пилонов [1, с. 443–447]; [2, с. 226–230];
- воздухозаборников [1, с. 425], [6];
- систем выхлопа [1, с. 439];
- вспомогательной силовой установки (ВСУ) [1, с. 384]; [2, с. 233–234];
- топлива [1, с. 454];
- топливных баков [2, с. 490];
- определяется удельный объем пассажирской кабины [1, с. 242].

В процессе проработки указанных вопросов все решения по выбору размеров и параметров обязательно тщательно документируются с указанием источника информации по выбору каждого параметра.

Затем намечается расположение ниш или гондол для размещения элементов шасси. Уточняются принятые в разделе 3 параметры шасси. На компоновочном чертеже показываются опоры шасси в выпущенном и убранном положениях. Разрабатываются принципиальные кинематические схемы уборки и выпуска передней и основных опор шасси. Предусматриваются

ниши (гондолы) для размещения опор шасси в убранном положении и мощные силовые элементы для передачи больших сосредоточенных нагрузок с элементов шасси на крыло (фюзеляж) при посадке.

Обязательно уточняются объемы топливных отсеков и их разбивка по группам расходования топлива. Чтобы обеспечить минимальное изменение центровки в полете, а также с целью повышения топливной эффективности пассажирских и транспортных самолетов следует при размещении топлива придерживаться следующих простых правил:

- объем топливных баков рассчитывается на максимальную дальность с уменьшенной коммерческой нагрузкой;

- размещать топливо следует по возможности ближе к центру масс самолета;

- топливо должно расходоваться отдельно из передних и задних баков или групп баков, чтобы программированием расхода можно было удерживать центровку в допустимых пределах;

- программа выработки топлива должна выбираться так, чтобы в начале крейсерского полета центр масс самолета перемещался к задней допустимой границе центровки, снижая запас продольной статической устойчивости и уменьшая потери качества на балансировку;

- с этой же целью для самолетов средней и большой дальности рекомендуется предусматривать на крейсерском режиме перекачку топлива из передних или специальных балансировочных баков в дополнительные баки в хвостовой части фюзеляжа или в киле;

- в последнюю очередь должно вырабатываться топливо из концевых крыльевых баков, что обеспечит в течение большей части полета разгрузку крыла и снижение изгибных напряжений в его наиболее нагруженных корневых сечениях.

Критериями рациональности объемной компоновки могут служить показатели использования объемов фюзеляжа и крыла.

Для фюзеляжа:

1) коэффициент использования объема фюзеляжа

$$K_{исп\ v} = (V_{нас\ сал} + V_{впс\ ом} + V_{баг\ ном}) / V_{ф};$$

2) удельный объем полезных помещений, приходящийся на одного пассажира:

$$K_{vпол} = (V_{пас сал} + V_{всп ом} + V_{баг пом}) / n_{пас};$$

3) удельный объем фюзеляжа, приходящийся на одного пассажира:

$$K_{vпас} = V_{ф} / n_{пас},$$

где $V_{пас сал}$ – объем пассажирских салонов, $м^3$; $V_{всп. пом}$ – объем вспомогательных помещений (буфеты, туалеты, гардеробы и т.п.), $м^3$; $V_{баг пом}$ – объем багажных помещений, $м^3$; $V_{ф}$ – объем фюзеляжа, $м^3$, приближенно

$$V_{ф} = 0,25 K_{\eta} \pi d_{ф}^2 l_{ф},$$

где K_{η} – учитывает сужение носовой и хвостовой частей фюзеляжа; его можно принимать равным 0,72 – 0,80 в зависимости от длины фюзеляжа.

Повышение $K_{исп в}$ и снижение $K_{в пас}$, $K_{в пол}$ увеличивает плотность компоновки фюзеляжа и повышает эффективность самолета. Сравнение самолетов по критериям $K_{в пол}$ и $K_{в пас}$ следует вести для компоновок с одинаковым шагом кресел.

Для крыла рациональность использования объемов характеризуется отношением полезных объемов $V_{полезн}$ к полному объему $V_{кр}$:

$$V_{кр} = 0,67 K_{\eta} C \bar{C}_0 \sqrt{\frac{S}{L}},$$

где K_{η} – зависит от сужения крыла [3, с.445].

8.2 Конструктивно-силовая компоновка самолета

В этом разделе выполняются следующие работы:

- намечаются силовые схемы всех каркасных агрегатов самолета – крыла, оперения, фюзеляжа, места расположения узлов крепления шасси;
- выбираются конструкционные материалы для основных силовых элементов агрегатов: обшивки, поясов лонжеронов, стрингеров, силовых панелей, отдавая предпочтение композиционным материалам, титановым сплавам, высокопрочным сталям, алюминий-литиевым сплавам;

– предусматривается использование прогрессивных типов конструкций – сотовых панелей, монолитных крупногабаритных штамповок: силовые шпангоуты и нервюры, балки лонжеронов, рамы и т.п.

– намечается расположение технологических и эксплуатационных разъемов агрегатов; при этом необходимо максимально использовать принцип монолитности конструкции, предусматривающий сокращение до минимума количества стыков и разъемов за счет использования длинноразмерных полуфабрикатов – листов обшивок, прессованных профилей длиной до 30-40 метров; эксплуатационные разъемы следует располагать в менее нагруженных зонах;

– решаются вопросы взаимной увязки и передачи усилий с одного агрегата на другой с разработкой принципиальной схемы стыковых узлов.

При разработке силовой схемы следует руководствоваться общими принципами получения силовых конструкций минимального веса:

- передача усилий по кратчайшему пути;
- максимальное использование строительной высоты элемента, работающего на изгиб;
- использование замкнутого тонкостенного контура для передачи крутящего момента;
- совмещение и объединение силовых элементов для передачи нагрузок, действующих в разное время и при разных случаях нагружения;
- минимальное нарушение плавности силового потока различного рода концентраторами (вырезы, отверстия, острые углы, резкое изменение сечения), приводящими к увеличению массы конструкции и снижению ресурса.

В качестве общего критерия рациональности разрабатываемой силовой схемы агрегатов и самолета в целом следует использовать силовой фактор, одновременно учитывающий величину внутренних усилий и протяженность их действия. При этом следует учитывать, что любые разъемы увеличивают массу конструкции.

Конструктивно-силовая схема самолета должна давать четкое представление о том, какими путями и через какие конструктивные элементы осуществляется передача и уравнивание действующих на самолет сил – аэродинамических, массовых, тяги двигателей, реакций земли.

Конструктивно-силовая схема должна обеспечить применение наиболее простых и рациональных методов изготовления деталей, узлов и агрегатов самолета.

Эта схема в сочетании с объемной компоновкой должна обеспечить и хорошие эксплуатационные качества конструкции за счет удобного доступа ко всем агрегатам и системам в процессе их обслуживания и ремонта.

Все принимаемые решения по выбору силовой схемы должны быть отражены в пояснительной записке с обязательным указанием принятой силовой схемы для каждого агрегата, его основного конструкционного материала, типа и размеров полуфабрикатов, типа силовых элементов для восприятия больших сосредоточенных нагрузок, принципа усиления больших вырезов в фюзеляже, крыле.

8.3 Уточнение аэродинамической схемы самолета

Разработка объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки, решение вопросов взаимной увязки потребных объемов для размещения нагрузки и рационального расположения элементов силовой схемы, как правило, приводят к небольшим изменениям параметров и размеров агрегатов самолета, а также изменяют и размеры, определяющие взаимное расположение этих агрегатов.

Поэтому заключительным этапом компоновки должно быть уточнение и окончательный выбор всех параметров и размеров, определяющих аэродинамическую схему и внешний вид самолета. Эти изменения и уточнения приводят к необходимости внесения изменений и доработок в чертеж общего вида самолета, который был разработан в разделе 6.

В современной практике проектирования все три процесса компоновки осуществляются в параллельно-последовательном режиме использования математических компьютерных трехмерных моделей и программных комплексов, автоматизирующих процесс или его отдельные части.

8.4 Компоновочный чертеж самолета

Результатом компоновки является компоновочный чертеж, который должен давать достаточно полное представление об устройстве самолета.

Основная проекция чертежа – продольный разрез самолета по плоскости симметрии или по параллельным ей плоскостям. Продольный разрез

дополняется видом самолета в плане в уменьшенном масштабе, на котором правая консоль крыла может показываться не полностью. Кроме этих двух проекций, на чертеже в крупном масштабе показывается ряд поперечных сечений фюзеляжа.

На чертеже показывается размещение экипажа, пассажиров, багажа, грузов, двигателей, шасси в выпущенном и убранном положениях, установок вооружения, боевой расходуемой нагрузки, крупных блоков оборудования и систем, антенн радиолокаторов, командных рычагов и проводки управления, и др.

Компоновка силовой установки, оборудования и систем должна обеспечить наилучшие условия для их работы, а также условия для их обслуживания и ремонта.

На всех проекциях самолета обязательно показываются элементы его силовой схемы: на продольных разрезах фюзеляжа – сечения рядовых и силовых шпангоутов, сечения центроплана крыла, центроплана стабилизатора с механизмом его перестановки, сечения лонжеронов, силовых панелей кессонов, дополнительные балки крепления двигателей, основных опор шасси, элементы крепления ВСУ. На поперечных сечениях (разрезах) фюзеляжа показываются сечения стрингеров (кроме сечений по силовым шпангоутам), сечения продольных балок, бимсов и т.п. На видах в плане показывается расположение лонжеронов, вспомогательных балок, силовых нервюр крепления рулей, элеронов, механизации крыла. На поперечных разрезах фюзеляжа по силовым шпангоутам особое внимание следует уделять показу стыковых узлов, учитывая особенности передачи нагрузок с лонжеронов на рамы силовых шпангоутов и правильно применяя принцип «размазывания» с помощью фитингов больших сосредоточенных нагрузок по поясам и тонкостенным силовым элементам [18].

Показываются продольные разрезы по местам крепления основных опор шасси, продольные разрезы гондол и пилонов двигателей.

Поперечные разрезы и сечения рекомендуется давать по наиболее характерным местам размещения нагрузки и по силовым элементам фюзеляжа:

- по кабине экипажа с видом на приборную доску;
- по нише размещения передней опоры;
- по силовому шпангоуту крепления центроплана крыла;
- типовое сечение по пассажирской кабине и багажному отсеку;

- поперечный или продольный разрез по нише основных опор шасси;
- по силовому шпангоуту крепления киля;
- по силовому шпангоуту крепления стабилизатора (с механизмом перестановки стабилизатора);
- по силовому шпангоуту крепления балок пилонов двигателей (кормовая силовая установка);
- по отсекам оборудования, вооружения;
- дается продольный разрез гондолы двигателя.

Некоторые из этих сечений и разрезов могут объединяться на одном совмещенном виде.

9 ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Разработка компоновки самолета сопровождается обязательной проверкой его центровки – определением положения центра масс самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла, что оценивается относительной координатой

$$\bar{X}_M = \frac{X_M - X_A}{b_A},$$

где X_M – координата по оси X центра масс самолета; X_A – координата носка средней аэродинамической хорды.

Центровка самолета (\bar{X}_M) определяет характеристики устойчивости и управляемости самолета и должна лежать в строго заданном диапазоне допустимых центровок $\Delta\bar{X}_{M\text{ зад}}$:

$$\Delta\bar{X}_{M\text{ доп}} = \bar{X}_{M\text{ пер}} \div \bar{X}_{M\text{ зад}},$$

где $\bar{X}_{M\text{ пер}}$ – допустимая величина передней центровки, которая ограничивается эффективностью продольного управления на взлете и посадке; $\bar{X}_{M\text{ зад}}$ – допустимая задняя центровка – ограничивается минимальным запасом продольной статической устойчивости:

$$\Delta\bar{X} = -m_z^{Cy} = \bar{X}_M - \bar{X}_\phi;$$

здесь \bar{X}_ϕ – относительная координата фокуса самолета.

Использование переставного или управляемого стабилизатора сдвигает вперед границу допустимой передней центровки, расширяя, тем самым, диапазон эксплуатационных центровок самолета.

Использование автоматики в канале продольного управления современных самолетов (маневренных и неманевренных) позволяет до минимума снижать запасы продольной статической устойчивости (вплоть до нулевых ее значений – полет на статически нейтральном самолете), что существенно уменьшает потери качества на балансировку и повышает топливную эффективность самолета.

9.1 Выбор допустимого диапазона центровок

Допустимый диапазон разбега центровок зависит от схемы самолета и, в первую очередь, от формы крыла в плане, а также от параметров органов продольного управления. Положение границ допустимого диапазона обычно определяется расчетом продольной устойчивости и управляемости самолета. На ранних этапах проектирования, когда этих расчетов еще нет, допустимый диапазон центровок выбирается приближенно, опираясь на статистические сведения.

В табл. 9.1 для справки приведены значения предельно передних ($\bar{X}_{M\text{ пер}}$) и предельно задних ($\bar{X}_{M\text{ зад}}$) центровок (в процентах от b_A) большого числа пассажирских и транспортных самолетов разных типов, размеров и разного назначения. Используя эту таблицу, можно, выбрав за прототип самолет близкий по схеме (форма крыла в плане, тип стабилизатора, количество и размещение двигателей), назначить примерные границы допустимого диапазона центровок проектируемого самолета: $(\bar{X}_{M\text{ пер}} \div \bar{X}_{M\text{ зад}})$.

Допустимый разбег центровок в принятом диапазоне может составлять:

(20–25)% b_A – для пассажирских и транспортных самолетов;

(10–15)% b_A – для самолетов военных.

Начальная или исходная центровка полностью загруженного самолета (m_0) должна лежать примерно в середине этого принятого допустимого диапазона обычно в пределах:

0,20 – 0,25 – для самолетов с прямым крылом;

0,26 – 0,30 – для самолетов со стреловидным крылом;

0,32 – 0,36 – для самолетов с треугольным крылом.

Таблица 9.1. Значения передней и задней центровок самолетов

Самолет	Число и тип двигателей	$\bar{X}_{M\text{ п.п.}}$, %	$\bar{X}_{M\text{ п.з.}}$, %	Тип стабилизатора
«Джет Коммандер» 1121	2хТРДД	20,0	36,0	Неподвижный
Лир Джет 25	2хТРДД	9,0	30,0	Неподвижный
Хокер Сиддли НВ-1251 А/1В	2хТРДД	18,0	37,5	Неподвижный
Дассо «Мистер»20F	2хТРДД	14,0	28,5	Подвижной

НФВ «Ганза» 1121	2ХтрДД	11,7	23,0	Неподвижный
Фоккер VFW F28 Мк1000	2хТРДД	17,0	37,0	Подвижной
ВАС 1-11 серия 400	2хТРДД	14,0	41,0	Подвижной
Сюд Авиасьон «Каравелла» 10R	2хТРДД	25,0	41,5	Неподвижный
Макдонел Дуглас DC-9/10	2хТРДД	15,0	40,0	Подвижной
Макдонел Дуглас DC-9/33F	2хТРДД	3,1	34,7	Подвижной
Боинг 737/100	2хТРДД	15,0	35,0	Подвижной
Эйрбас А-300В2	2хТРДД	11,0	31,0	Подвижной
Локхид 1011 «Тристар»	3хТРДД	12,0	32,0	Подвижной
Боинг 707/120	4хТРДД	16,0	34,0	Подвижной
Боинг 720/022	4хТРДД	15,0	31,0	Подвижной
Боинг 747/200В	4хТРДД	12,5	32,0	Подвижной
Макдоннел Дуглас DC-8/21	4хТРДД	16,5	32,0	Подвижной
Локхид С-141А	4хТРДД	19,0	32,0	Подвижной
Локхид С-5А	4хТРДД	19,0	41,0	Подвижной
Сессна 172, нормальная категория	1хПД	15,6	36,5	Неподвижный
Сессна 177, нормальная категория	1хПД	5,0	28,0	Управляемый
Сессна 177, общего пользования	1хПД	5,0	18,5	Управляемый

9.2 Расчет центровок

Для расчета центровок разрабатывается центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость.

9.2.1 Центровочный чертеж

Изображается боковая проекция самолета и под ней его плановая проекция с правой половиной крыла или только одна половина крыла с точной привязкой средней аэродинамической хорды к носку фюзеляжа. Хорда b_A переносится на боковую проекцию с точным показом ее положения по высоте самолета с учетом угла заклинения крыла $\alpha_{\text{зак}}$ и угла поперечного V_0 крыла.

На боковой проекции показываются стойки шасси в выпущенном и убранном положениях, земля на стоянке – касательно к колесам шасси с учетом стояночного угла самолета ψ , земля при посадке – касательно к хвостовой части фюзеляжа. Обязательно показывается угол опрокидывания самолета φ . Наносятся оси координат: ось X – или по оси самолета, или вдоль земли при стоянке; ось Y – перпендикулярно оси X и касательно к носу фюзеляжа.

Все массы самолета, занесенные в сводку масс, разбиваются на 20 – 30 весовых точек, имеющих определенную массу m_i каждая. Все точки нумеруются и наносятся на боковую проекцию чертежа с точным положением их относительно осей координат. Положение точки должно примерно совпадать с центром масс включенных в нее грузов. Отдельно составляются весовые точки, образующие массу пустого самолета, и точки, входящие в переменную нагрузку. Увеличение количества точек повышает точность расчета центровки. Поэтому крупные агрегаты самолета следует разбивать на несколько весовых точек (отсеков).

Весовые точки пустого самолета:

- фюзеляж: 2 – 3 точки (носовой отсек, цилиндрический отсек, хвостовой отсек);
- крыло: 1 – 2 симметричные точки на каждой консоли;
- оперение – по одной точке для горизонтального и вертикального оперения;
- шасси: выпущенное и убранное положение передней и основных опор;
- силовая установка: по одной точке на каждую пару симметричных гондол;
- вся масса оборудования распределяется по весовым точкам фюзеляжа;
- оборудование силовой установки: распределяется по гондолам двигателей.

Центры масс крыла и оперения располагаются примерно на (40 – 50) % средних геометрических хорд, отсеков фюзеляжа – в центре тяжести проекции отсека.

Переменная нагрузка (пассажиры, багаж, топливо, платные грузы, боевая расходуемая нагрузка) должна разбиваться как минимум на две точки каждая – впереди и позади центра масс самолета. Весовые точки экипажа, стюардесс – в соответствии с размещением их на самолете.

Центр масс в первом приближении считается расположенным в точке на $\frac{1}{4}b_A$ от носка этой хорды.

Весовые точки переменной нагрузки:

- экипаж;
- стюардессы;
- пассажиры – по числу салонов; минимум две точки (спереди и позади от $\frac{1}{4}b_A$);
- багаж – по числу багажных отсеков;
- топливо: минимум две точки – спереди и сзади от $\frac{1}{4}b_A$.

9.2.2 Центровочная ведомость

Все весовые точки заносятся в центровочную ведомость ([табл. 9.2](#)); [\[1, с. 205\]](#).

Таблица 9.2. Центровочная ведомость самолета

№	Название точки	m_i	X_i	$m_i X_i$	Y_i	$m_i Y_i$
1						
2						

Вначале записываются весовые точки пустого самолета, затем точки переменной нагрузки.

В таблице указываются номера точек, название грузов, входящих в каждую точку, масса груза, координаты точки по осям X и Y и статические моменты $m_i X_i$, $m_i Y_i$.

После заполнения центровочной ведомости определяются координаты центра масс самолета по осям X и Y для всех возможных в эксплуатации вариантов загрузки самолета:

$$X_M = \frac{\sum m_i X_i}{\sum m_i};$$

$$Y_M = \frac{\sum m_i Y_i}{\sum m_i}.$$

Каждый вариант загрузки характеризуется своим набором (комбинацией) весовых точек переменной нагрузки, для которого выполняется суммирование масс и статических моментов.

Координату по оси Y можно определять только для одного основного варианта загрузки – для полной взлетной массы m_0 , полагая, что во всех других вариантах загрузки она меняется мало.

Центровка по оси X пересчитывается в относительное расстояние центра масс самолета относительно носка средней аэродинамической хорды:

$$\bar{X}_M = \frac{X_M - X_A}{b_A},$$

где X_A – координата по оси X носка средней аэродинамической хорды.

9.3 Обязательные варианты центровок

Расчет центровок проводится для следующих обязательных вариантов загрузки самолета:

- 1) взлетная масса самолета шасси выпущено (ШВ); шасси убрано (ШУ);
- 2) посадочная масса самолета – ШВ; ШУ;
- 3) перегоночный вариант – ШВ; (без целевой нагрузки с дополнительным запасом топлива); – ШУ;
- 4) посадочная масса перегоночного варианта – ШВ; – ШУ;
- 5) пустой самолет на стоянке (ШВ) – проверка самолета на опрокидывание;

для магистральных самолетов этом случае дополнительно учитывается обслуживающий персонал в хвостовом отсеке (400 кг); абсолютная координата X_M сравнивается с координатой точки опрокидывания самолета на хвост относительно основных опор шасси;

- 6) крайняя передняя центровка – ШВ; – ШУ;
- 7) крайняя задняя центровка – ШВ; – ШУ.

В последних двух вариантах рассматриваются случаи неполной загрузки самолета целевой нагрузкой и топливом. В первом случае учитывается часть этих нагрузок, расположенная впереди центра масс самолета, а во втором случае – позади центра масс самолета. Если в этих вариантах центровка выходит за допустимые пределы, то записывается указание о желательном размещении пассажиров, багажа и топлива при неполной загрузке самолета.

После расчета центровки для всех вариантов загрузки составляется сводная таблица центровок и определяется диапазон эксплуатационных центровок самолета.

На центровочном чертеже показываются переднее и заднее положение центра масс (ЦМ) самолета на высоте Y_m . Из точки заднего положения ЦМ строится угол выноса главных опор γ , а также показываются стояночный угол ψ и угол опрокидывания самолета φ .

Дополнительные рекомендации по выполнению центровки самолета можно найти в [1, с. 203–215].

9.4 Исправление центровки

Если для исходного или начального варианта загрузки (полная взлетная масса) центровка не попадает в рекомендуемый в разделе 9.1 или в [1, с. 207] диапазон, то исправить центровку можно одним из следующих способов:

- перекомпоновкой грузов;
- перемещение груза массой m_i из начального положения $X_{iнач}$ в новое $X_{iнов}$ смещает центровку самолета $\bar{\Delta X}_M$ на величину

$$\Delta \bar{X}_M = \frac{m_i}{m_0} \cdot \frac{X_{iнач} - X_{iнов}}{b_A};$$

- небольшим, в пределах 2–3 градусов, изменением угла стреловидности крыла;
- небольшим изменением параметров хвостового оперения;
- самым радикальным методом исправления центровки является перемещение фюзеляжа со всеми расположенными в нем грузами относительно крыла.

Потребная величина перемещения фюзеляжа находится следующим образом. По найденной центровке исходного варианта определяется требуемое перемещение ЦМ самолета ΔX_M в точку, лежащую в середине желаемого диапазона центровок на b_A . Подсчитывается суммарная масса фюзеляжной группы грузов – m_ϕ . В эту группу не включается масса основных опор шасси, которые связаны с крылом углом выноса γ и при перемещении фюзеляжа должны оставаться на месте, даже если они крепятся на фюзеляже. Требуемое перемещение фюзеляжа определяется выражением

$$\Delta \bar{X}_\phi = \frac{m_0}{m_\phi} \Delta X_M (м).$$

9.5 Центровочный график

После расчета центровок строится центровочный график [1, с.212–214], на котором показывается перемещение центра масс самолета относительно b_A в процессе загрузки самолета и во время полета. График строится в координатах $b_A - m_i$. На оси Y показывается относительная шкала для b_A , а по оси X – абсолютные значения масс весовых точек переменной нагрузки и суммарная масса самолета.

На графике отмечаются значения предельно передней и предельно задней центровок, а также центровка переваливания (опрокидывания) самолета на земле.

За начальную точку загрузки принимается центровка пустого самолета. Из этой точки последовательно показывается перемещение ЦМ самолета по мере загрузки его весом каждой весовой точки переменной нагрузки – экипаж со снаряжением, багаж в каждом багажном отсеке, пассажиры по салонам, топливо по группам баков, уборка шасси. После полной загрузки центр масс самолета попадает в точку с координатами m_0 и \bar{X}_{M0} (ш в). Затем учитывается изменение центровки после уборки шасси – \bar{X}_{M0}' (ш у) – с этой центровкой начинается полет.

Перемещение центровки в полете определяется порядком (программой) выработки топлива. Эта программа должна обеспечить полет на возможно большем участке крейсерского режима с минимальными запасами статической устойчивости и с минимальными потерями качества на балансировку, т.е. с центровкой как можно ближе к допустимой задней центровке. Это условие легко выполняется в случае использования балансировочных топливных баков в хвостовой части самолета (например, в киле).

В последнюю очередь должно вырабатываться топливо из концевых крыльевых баков, обеспечивая разгрузку крыла.

В справочнике [3, с. 499] дано описание центровочного графика иного типа, который используется в эксплуатации самолетов. Он позволяет достаточно просто и точно определять перед вылетом центровку каждого самолета при известных параметрах его загрузки – число и размещение пассажиров, вес и размещение багажа и платного груза, запас и размещение топлива.

По результатам расчета центровки проводится окончательное уточнение аэродинамической схемы, компоновки и размеров самолета, что служит основой для разработки чертежа общего вида самолета.

10 РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

Разрабатывается чертеж общего вида самолета в трех проекциях; он выполняется в полном соответствии с действующими стандартами в электронной форме с последующей распечаткой.

Составляется техническое описание самолета, включающее перечень его основных параметров и характеристик с указанием особенностей конструкции агрегатов планера, систем управления, оборудования и силовой установки.

10.1 Чертеж общего вида

После завершения всех расчетов и уточнений выполняется чертеж общего вида самолета в трех проекциях на белой бумаге стандартного формата (обычно А1) с использованием стандартного масштаба: 1:10, 1:20, 1:50, 1:75; 1:100, 1:200.

Основные проекции: боковой вид слева, под ним – вид в плане, вид спереди – в правой верхней части чертежа. На последних двух проекциях разрешается обрывать часть правого крыла.

На чертеже показываются: контуры внешнего вида всех агрегатов самолета, видимые границы или контуры всех элементов, подвижно закрепленных на основных агрегатах: рули, элероны, закрылки (только видимая часть), предкрылки, интерцепторы, гасители подъемной силы крыла, тормозные щитки, аэродинамические гребни, запилы, триммеры, сервокомпенсаторы, фонари кабины экипажа, окна, входные и грузовые двери, аварийные выходы и люки, створки шасси, антенны, опоры шасси и щитки в выпущенном положении, элементы внешней подвески – баки, ракеты, контейнеры и т.п.

Не показываются: технологические и эксплуатационные разъемы агрегатов, раскрой листов и панелей обшивки, надписи на агрегатах, оси силовых элементов.

На всех проекциях обязательно показываются **оси самолета** и следующие размеры (мм):

боковая проекция – полная длина и высота самолета, длина и высота (миделя) фюзеляжа, база шасси, угол опрокидывания самолета, угол стреловидности килея по линии четвертей хорд, стояночный угол самолета;

плановая проекция – размах крыла и горизонтального оперения, ширина миделя фюзеляжа, расстояние между осями двигателей, углы стреловидности крыла и горизонтального оперения по линии четвертей хорд;

вид спереди – колея шасси, диаметры винтов, углы поперечного V крыла, горизонтального оперения, килей, угол крена при посадке.

Справа над штампом чертежа дается перечень основных сведений о самолете под заголовком «Технические характеристики самолета», включающий следующие данные:

1) Наименование, назначение самолета.

2) Лётно-технические характеристики:

- максимальная скорость (км/ч);
- крейсерская скорость на $H_{кр}$ (км/ч);
- дальность полета с полной коммерческой нагрузкой (км);
- максимальная дальность полета (с m_1 ком) (км);
- практический потолок (м);
- вертикальная скорость у земли (м/с);
- посадочная скорость (скорость захода на посадку) (км/ч);
- длина разбега (м);
- длина пробега (м).

3) Массовые характеристики:

- взлетная масса (кг);
- посадочная масса (кг);
- коммерческая нагрузка (число пассажиров) (кг (чел));
- масса боевой расходуемой нагрузки (кг);
- масса пустого самолета (кг);
- масса топлива (кг);
- массовая отдача по полной нагрузке;
- массовая отдача по коммерческой нагрузке;
- удельная нагрузка на крыло (даН/м²).

4) Геометрические характеристики:

- площадь крыла (м²);

- удлинение крыла;
- сужение крыла;
- средняя аэродинамическая хорда крыла (м);
- площади оперения г о/в о (м^2);
- плечи оперения г о/в о (м).

5) Характеристики двигателей:

- тип и количество двигателей;
- суммарная статическая тяга (мощность) у земли (даН (кВт));
- масса двигателя (кг);
- удельный вес двигателя (даН/кВт) (ТВД);
- удельный расход топлива (кг/даН ч);
- стартовая тяговооруженность самолета.

6) Прочие данные:

- экипаж;
- тип ВПП;
- максимальная эксплуатационная перегрузка;
- коэффициент топливной эффективности;
- вооружение и боевая нагрузка.

10.2 Техническое описание самолета

Общие сведения. Включают назначение, схему самолета, условия эксплуатации, перечень основных технических характеристик, описание компоновки, модификации самолета, серийность.

Конструкция планера. Содержит описание конструктивно-силовой схемы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, особенности аэродинамических форм, геометрических и относительных параметров агрегатов, механизации крыла, органов управления, размещения пассажиров, грузов, входных и аварийных дверей, конструкции и кинематики уборки шасси, применяемых материалов, размещения и характеристик технологических и эксплуатационных разъемов, характеристики ресурса планера.

Управление самолетом. Описываются принципиальная схема управления самолетом, степень автоматизации, резервирование и обеспечение безопасности, командные рычаги и проводка управления.

Оборудование и системы самолета. Перечисляется применяемое приборное, радиоэлектронное, электрическое, погрузочно-разгрузочное, аварийно-спасательное оборудование, вооружение и его варианты. Описываются особенности и работа систем: топливной, гидравлической, противопожарной, противообледенительной, жизнеобеспечения экипажа и пассажиров.

Силовая установка. Указываются тип, количество и размещение применяемых двигателей, их основные параметры и характеристики, конструкция крепления, реверсирования и управления.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А.1. Основные данные самолетов

№	Самолеты	1	2	..i...	n
1	Наименование самолета, фирма, страна, год выпуска				
2	Экипаж				
	Характеристики силовой установки				
3	Тип двигателей, количество (n), тяга P_0 (даН), мощность N_0 (кВт)				
4	Удельный расход топлива C_{p0} (кг/даНч), C_{e0} (кг/кВтч)				
5	Степень двухконтурности m				
6	Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{10P_0}, \left(\gamma = \frac{m_{дв} g}{10N_0}, \text{даН} / \text{кВт} \right)$				
	Массовые характеристики самолета				
7	Взлетная масса m_0 , кг				
8	Масса коммерческой (боевой) нагрузки $m_{ком}$, кг				
9	Масса пустого самолета $m_{пуст}$, кг				
10	Масса топлива m_T , кг				
11	Удельная нагрузка на крыло $\rho_0 = \frac{m_0 g}{10S}, \text{ даН/м}^2$				
12	Весовая отдача $K_{полн} = \frac{m_0 - m_{пуст}}{m_0}$ или $K_{ком} = \frac{m_{ком}}{m_0}$				
13	Тяговооруженность (энерговооруженность) самолета $\bar{P}_0 = \frac{10P_0}{m_0 g}; N_0 = \frac{10N_0}{m_0 g} \text{ (кВт/даН)}$				
	Геометрические характеристики				
14	Площадь крыла S , м ²				
15	Размах крыла ℓ , м				
16	Удлинение крыла λ / сужение крыла η				
17	Угол стреловидности крыла χ^0				
18	Относительная толщина \bar{C}_0				

19	Диаметр фюзеляжа D_{ϕ} , м / удлинение фюзеляжа λ_{ϕ}				
20	Удлинение носовой / хвостовой части фюзеляжа $\lambda_{н ч} / \lambda_{х ч}$				
21	Относительное расстояние от носа фюзеляжа до центральной хорды крыла $\bar{\rho}_{ц}$				
22	Площадь горизонтального оперения $S_{ГО}, \text{м}^2 / \bar{S}_{ГО}$				
23	Удлинение ГО / сужение ГО $\lambda_{ГО} / \eta_{ГО}$				
24	Угол стреловидности ГО $\chi_{в о}$				
25	Плечо ГО $L_{ГО}, \text{м} / \bar{L}_{ГО} = \frac{L_{ГО}}{b_A}$				
26	Коэффициент статистического момента ГО $A_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \bar{L}_{ГО}$				
27	Площадь вертикального оперения $S_{ВО}, \text{м}^2 / \bar{S}_{ВО}$				
28	Удлинение ВО / сужение ВО $\lambda_{ВО} / \eta_{ВО}$				
29	Угол стреловидности ВО $\chi_{в о}$				
30	Плечо ВО $L_{ГО}, \text{м} / \bar{L}_{ВО} = \frac{L_{ВО}}{l}$				
31	Коэффициент статистического момента ВО $A_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \bar{L}_{ВО}$				
32	Относительная колея шасси $\bar{B} = \frac{B}{l}$				
33	Относительная база шасси $\bar{b} = \frac{b}{l_{\phi}}$				
	Летные характеристики				
34	Максимальная скорость на заданной высоте полета $V_{max}/H, \frac{\text{км/ч}}{\text{м}}$				
35	Крейсерская скорость на заданной высоте полета $V_{кр}/H, \frac{\text{км/ч}}{\text{м}}$				
36	Посадочная скорость или скорость захода на посадку $V_{пос} (V_{з п}) , \text{км/ч}$				
37	Дальность полета с полной коммерческой нагрузкой $L_p, \text{км}$				

38	Дальность полета с уменьшенной нагрузкой L_{max} , км				
39	Длина разбега $l_{разб}$ (или длина ВПП $L_{ВПП}$), м				
40	Скороподъемность V_{y0} , м/с				
41	Потолок H_n , м				
	Прочие данные				
42	Число пассажиров $n_{пас}$				
43	Габариты грузовой кабины $B \times H \times L$, мхмхм				
44	Тип ВПП				
45	Топливная эффективность $k_{мон}$, г/пас км (г/т км)				
46	Вооружение				
47	Расчетная перегрузка n_{max} (n_A)				
48	Стоимость полета				

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

ВЕСОВЫЕ ФОРМУЛЫ ЗАРУБЕЖНЫХ ФИРМ

Ниже приведены весовые формулы, которые используются рядом ведущих зарубежных авиационных конструкторских фирм [30].

Истребители/штурмовики

(сводка обозначений приводится после всех формул)

$$m_{\text{крыло}} = 0,0334 K_{dw} K_{vs} (m_0 n_p)^{0,5} S^{0,622} \lambda^{0,785} (\bar{c}_0)^{-0,4} (1+\eta)^{0,05} (\cos \chi)^{-1} S_{\text{упр.кр}}^{0,04};$$

$$m_{\text{ГО}} = 12,541 \left(1 + \frac{B_\phi}{l_{\text{ГО}}} \right)^{-2} (0,001 m_0 n_0)^{0,26} (S_{\text{ГО}})^{0,806};$$

$$m_{\text{БО}} = 0,506 K_{\text{rht}} \left(1 + \frac{h_{\text{ГО}}}{h_{\text{БО}}} \right)^{0,5} (m_0 n_0)^{0,488} S_{\text{БО}}^{0,718} M^{0,341} L_{\text{БО}}^{-1} \left(1 + \frac{S_{\text{PH}}}{S_{\text{БО}}} \right)^{0,348} \lambda_{\text{БО}}^{0,223} (1+\eta)^{0,25} (\cos \chi_{\text{БО}})^{-0,323};$$

$$m_{\text{фюзеляж}} = 3,345 K_{\text{dwf}} m_0^{0,35} n_p^{0,25} L_{\text{кф}}^{0,5} H_\phi^{0,849} B_\phi^{0,685};$$

$$m_{\text{осн. опоры}} = 19,706 K_{cb} K_{\text{tpg}} (m_{\text{нас}} n_{\text{пнас}})^{0,25} L_{\text{оо}}^{0,973};$$

$$m_{\text{нос. опоры}} = 3,579 (m_{\text{нас}} n_{\text{пнос}})^{0,29} h_{\text{но}}^{0,5} N_{\text{но}}^{0,525};$$

$$m_{\text{крепление двигателей}} = 0,0093 n_{\text{дв}}^{0,795} (n_{\text{дв}} P_0)^{0,579} n_p;$$

$$m_{\text{группа двигателей}} = 0,008 m_{\text{дв}}^{0,717} n_{\text{дв}} n_p;$$

$$m_{\text{система подвода воздуха}} = 42,458 K_{\text{vg}} L_D^{0,643} K_D^{0,182} n_{\text{дв}}^{1,498} \left(\frac{L_S}{L_D} \right)^{-0,373} D_{\text{дв}};$$

где K_D , L_S и L_D определяются [по рис. Б.1](#).

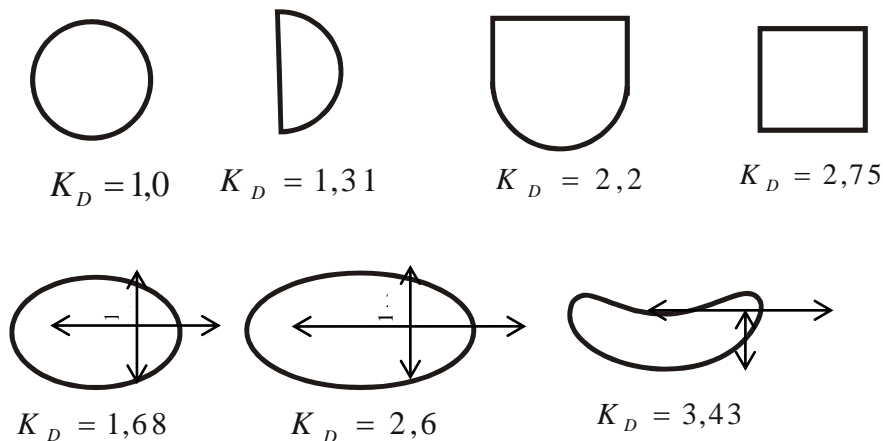


Рис. Б.1. Геометрические параметры воздухозаборников

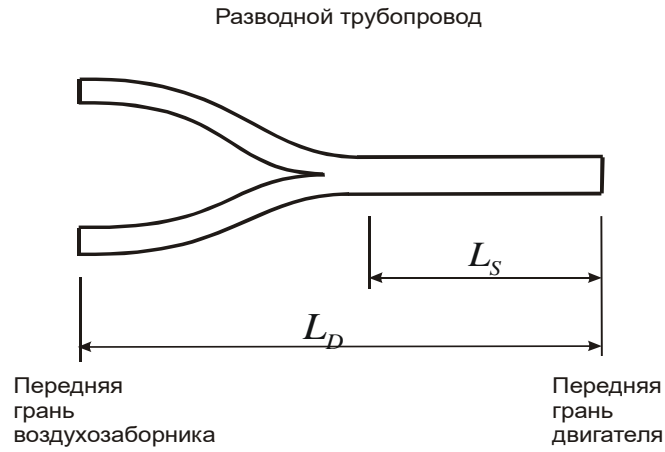


Рис. Б.2. Разводной трубопровод

$$m_{\text{система выхлопа}} = 17,089 D_{\text{дв}} L_{\text{вк}} n_{\text{дв}};$$

$$m_{\text{система охлаждения двигателя}} = 22,215 D_{\text{дв}} L_{\text{бан}} n_{\text{дв}};$$

$$m_{\text{маслянная система}} = 17,155 n_{\text{дв}}^{1,023};$$

$$m_{\text{управление двигателями}} = 6,2 n_{\text{дв}}^{1,008} L_{\text{дв}}^{0,222};$$

$$m_{\text{система запуска}} = 0,0207 P_0^{0,76} n_{\text{дв}}^{0,72};$$

$$m_{\text{топливная система и баки}} = 56,575 V_T^{0,47} \left(1 + \frac{V_B}{V_T}\right)^{-0,095} \left(1 + \frac{V_{B\Sigma}}{V_T}\right) N_B^{0,066} n_{\text{дв}}^{0,052} (0,001 \sum P_0 \cdot C_{p0})^{0,249};$$

$$m_{\text{противопожарная система}} = 5,52 S_{\text{оз}};$$

$$m_{\text{управление полетом}} = 52,6 M^{0,003} S_{\Sigma P}^{0,489} S_{CV}^{0,484} n_{\text{ЭК}}^{0,127};$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 16,89 K_{\text{vsh}} N_{\text{фгс}}^{0,664};$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 87,96 K_{TC} N^{0,152} n_{\text{ЭК}}^{0,1} L_{\text{пров}}^{0,1} n_{\text{ген}}^{0,091};$$

$$m_{\text{измерительная аппаратура}} = 3,63 + 16,5 n_{\text{дв}}^{0,676} N_B^{0,237} + 11,98 (1 + n_{\text{ЭК}i})^{1,356};$$

$$m_{\text{авионика}} = 2 m_{\text{ав.нетто}}^{0,933};$$

$$m_{\text{отделка}} = 98,7 n_{\text{ЭК}};$$

$$m_{\text{система кондиционирования и противообледенительная система}} = 163,5 \left[(m_{\text{ав.нетто}} + 200 n_{\text{ЭК}}) \cdot 0,001 \right]^{0,735};$$

$$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 0,00032 m_0;$$

Грузовые/транспортные самолеты

$$m_{крыло} = 0,0213(m_0 n_p)^{0,557} S^{0,649} \lambda^{0,5} (\bar{c}_0)^{-0,4} (1+\eta)^{0,1} (\cos \chi)^{-1} S_{упр.кр}^{0,1};$$

$$m_{ГО} = 0,051 K_{ГО} \left(1 + \frac{B_\phi}{l_{ГО}}\right)^{-0,25} m_0^{0,629} n_p^{0,1} S_{ГО}^{0,75} L_{ГО}^{-0,296} (\cos \chi_{ГО})^{-1} \lambda_{2.м.}^{0,166} (1 - \bar{S}_{pв})^{0,1};$$

$$m_{BO} = 0,0094 \left(1 + \frac{h_{ГО}}{h_{BO}}\right)^{0,225} m_0^{0,556} n_p^{0,536} L_{BO}^{0,375} S_{BO}^{0,5} (\cos \chi_{BO})^{-1} \lambda_{BO}^{0,35} (\bar{c}_0)^{-0,5};$$

$$m_{фюзеляж} = 0,6093 K_{двер} K_{ш} (m_0 n_p)^{0,5} L_{кф}^{0,25} S_{ф.ом}^{0,302} (1 + k_{ws})^{0,04} \left(\frac{L_{кф}}{H_\phi}\right)^{0,1}.$$

Для фюзеляжа с цилиндрической средней частью

$$S_{ф.ом} = \pi D_\phi L_\phi \left(1 - \frac{2}{\lambda_\phi}\right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{1}{\lambda_\phi^2}\right).$$

Для фюзеляжа с некруглой формой поперечного сечения расчет $S_{ф.ом}$ проводится в соответствии с п. 6.3 [2, с.488].

$$m_{осн.опора} = 0,039 K_{тр} m_{нос}^{0,888} n_{рнос}^{0,25} h_{оо}^{0,4} N_{кoo}^{0,321} N_{оо}^{-0,5} V_c^{0,1};$$

$$m_{нос.опора} = 0,155 K_{пр} m_{нос}^{0,646} n_{рнос}^{0,2} h_{но}^{0,5} N_{кно}^{0,45};$$

$$m_{группа гондол} = 1,3444 K_{нг} L_{гонд}^{0,1} B_{гд}^{0,294} n_p^{0,119} m_{дв\Sigma}^{0,611} m_{дв}^{0,984} S_{гд.ом}^{0,224}.$$

Найденное значение учитывает систему подвода воздуха. $S_{гд.ом}$ может быть определена в соответствии с п. 6.3 [2, с.488]:

$$m_{управление двигателями} = 2,27 n_{дв} + 1,19 L_{дв};$$

$$m_{система запуска} = 34,22 (0,001 n_{дв} m_{дв})^{0,541};$$

$$m_{топливная система} = 34,024 V_T^{0,606} \left(1 + \frac{V_E}{V_T}\right)^{-0,1} \left(1 + \frac{V_{\Sigma E}}{V_T}\right) N_B^{0,5}.$$

Отметим, что объем топливных баков ВБ должен превышать суммарный объем топлива минимум на 5% из-за расширения топлива. Объем топливных баков приблизительно может быть определен в соответствии с п.6.3 [2, с.490]:

$$m_{управление полетом} = 132,86 N_\phi^{0,554} \left(1 + \frac{N_{аф}}{N_\phi}\right)^{-1} S_{\Sigma p}^{0,2} (I_y \times 10^{-6})^{0,07};$$

$$m_{BCY \text{ установленная}} = 2,2 m_{BCY \text{ подставляемая}};$$

$$m_{\text{изм.аппаратура}} = 3,705 K_r K_{tp} n_{\text{ЭК}}^{0,541} n_{\text{дв}} (L_{\phi} + 1)^{0,5};$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 0,3691 N_{\phi} (L_{\phi} + 1)^{0,937};$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 4,989 N^{0,782} L_{\text{прое}}^{0,346} n_{\text{ген}}^{0,1};$$

$$m_{\text{авионика}} = 1,707 L_{\text{ав нетто}}^{0,983};$$

$$m_{\text{отделка}} = 0,2122 n_{\text{ЭК}}^{0,1} m_{\text{нагр}}^{0,393} S_{\text{ф.ом}}^{0,75};$$

$$m_{\text{система кондиционирования}} = 263,56 n_{\text{чел}}^{0,25} (0,001 V_{\text{серм}})^{0,604} m_{\text{ав нетто}}^{0,1};$$

$$m_{\text{система кондиционирования}} = 263,56 n_{\text{чел}}^{0,25} (0,001 V_{\text{серм}})^{0,604} m_{\text{ав нетто}}^{0,1};$$

$$m_{\text{противообледенительная система}} = 0,002 m_0;$$

$$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 0,015 m_0 - \text{для гражданских грузов};$$

$$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 1,72 S_{\text{гр.пола}} - \text{для военных грузов}.$$

Самолеты авиации общего назначения

$$m_{\text{крыло}} = 0,1427 S^{0,758} m_{\text{Ткр}}^{0,0035} \left(\frac{\lambda}{\cos^2 \chi} \right)^{0,6} q^{0,006} \eta^{0,04} \left(\frac{100 \bar{c}}{\cos \chi} \right)^{-0,3} (n_p m_0)^{0,49};$$

$$m_{\text{ГО}} = 0,044 (n_p m_0)^{0,414} q^{0,168} S_{\text{ГО}}^{0,896} \left(\frac{\lambda}{\cos^2 \chi_{\text{ГО}}} \right)^{0,043} \eta_{\text{ГО}}^{-0,02} \left(\frac{100 \bar{c}}{\cos \chi_{\text{ГО}}} \right)^{-0,12};$$

$$m_{\text{БО}} = 0,221 \left(1 + \frac{0,2 h_{\text{ГО}}}{h_{\text{БО}}} \right) (n_p m_0)^{0,376} q^{0,122} S_{\text{БО}}^{0,893} \left(\frac{\lambda}{\cos^2 \chi_{\text{БО}}} \right)^{0,357} \eta_{\text{БО}}^{-0,02} \left(\frac{100 \bar{c}}{\cos \chi_{\text{БО}}} \right)^{-0,49};$$

$$m_{\phi} = 0,126 S_{\text{ф.ом}}^{1,086} (n_p m_0)^{0,177} L_{\phi}^{-0,051} \left(\frac{L_{\kappa \phi}}{H_{\phi}} \right)^{-0,072} q^{0,241} + m_{\text{сер}};$$

$$m_{\text{осн.опора}} = 0,355 (n_{\text{рпос}} m_{\text{нос}})^{0,768} \left(\frac{L_{\phi}}{12} \right)^{0,409};$$

$$m_{\text{нос.опора}} = 1,976 (n_{\text{рпос}} m_{\text{нос}})^{0,566} \left(\frac{L_{\phi}}{12} \right)^{0,845};$$

$$m_{\text{установленные двигатели}} = 2,421 m_{\text{дв}}^{0,922} n_{\text{дв}};$$

$$m_{\text{топливная система}} = 64,74 V_T^{0,726} \left(1 + \frac{V_E}{V_T} \right)^{-0,363} N_B^{0,242} n_{\text{дв}}^{0,517};$$

$$m_{\text{управление полетом}} = 0,436 L_{\phi}^{1,536} l^{0,371} (0,0001 n_p m_0)^{0,8};$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 0,001m_0;$$

$$m_{\text{авионика}} = 2m_{\text{ав.нетто}}^{0,933};$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 8,53(m_{\text{топливная система}} + m_{\text{авионика}})^{0,51};$$

$$m_{\text{система кондиционирования и противообледенительная система}} = 0,207m_0^{0,52}n_{\text{чел}}^{0,68}m_{\text{авионика}}^{0,17}M^{0,08};$$

$$m_{\text{отделка}} = 0,0264m_0 - 29,45.$$

Обозначения в формулах:

\bar{c}_0 – относительная толщина корневого сечения крыла;

η – сужение крыла;

λ – удлинение крыла;

$\lambda_{\text{ф}}$ – удлинение фюзеляжа;

χ – стреловидность крыла по четверти САХ;

$B_{\text{ГД}}$ – ширина гондолы, м;

$B_{\text{ф}}$ – конструкционная ширина фюзеляжа, м;

$B_{\text{ф}}^{\text{ГО}}$ – ширина фюзеляжа в месте пересечения с ГО, м;

$C_{\text{р0}}$ – удельный расход топлива двигателя при максимальной тяге;

$D_{\text{дв}}$ – диаметр двигателя, м;

$D_{\text{ф}}$ – диаметр фюзеляжа, м;

$h_{\text{во}}$ – высота ВО над фюзеляжем, м;

$h_{\text{го}}$ – высота ГО над фюзеляжем, м;

$h_{\text{го}}/h_{\text{во}} = 1,0$ – для Т-образной схемы; $0,0$ – для других схем;

$h_{\text{но}}$ – длина носовой опоры шасси, м;

$h_{\text{оо}}$ – длина основной опоры шасси, м;

$H_{\text{ф}}$ – конструкционная высота фюзеляжа, м;

$I_x = \frac{lm_0\bar{R}_x^2}{4g}$ – момент инерции по крену, кг·м²;

$I_y = \left(\frac{1+L_{\text{кф}}}{2}\right)^2 \frac{m_0\bar{R}_y^2}{4g}$ – момент инерции по рысканию, кг·м²;

$I_z = \frac{L_{\text{кф}}^2 m_0\bar{R}_z^2}{4g}$ – момент инерции по тангажу, кг·м²;

где \bar{R}_x , \bar{R}_y , \bar{R}_z – безразмерные радиусы инерции. Значения безразмерных радиусов инерции можно найти в [табл. Б.1](#).

Таблица Б.1 Безразмерные радиусы инерции

Класс самолета	\bar{R}_x	\bar{R}_y	\bar{R}_z
Винтовой с одним двигателем	0,25	0,38	0,39
Винтовой с двумя двигателями	0,34	0,29	0,44
Административный реактивный самолет с двумя двигателями	0,30	0,30	0,43
Транспортный с двумя ТВД	0,22	0,34	0,38
Реактивный транспортный:			
— двигатели на фюзеляже	0,24	0,36	0,44
— 2 двигателя на крыле	0,25	0,38	0,46
— 4 двигателя на крыле	0,31	0,33	0,45
Военный реактивный учебно-тренировочный	0,22	0,14	0,25
Реактивный истребитель	0,23	0,38	0,52
Тяжелый реактивный бомбардировщик	0,34	0,31	0,47
Летающее крыло (типа В-49)	0,32	0,32	0,51
Летающая лодка	0,35	0,32	0,41

$K_{го}=1,143$ для управляемого стабилизатора, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{двер}=1,0$, если грузовые двери отсутствуют, $=1,06$, если грузовые двери расположены по одну сторону, $=1,12$, если грузовые двери расположены по обе стороны; $=1,12$ при грузовом люке сзади, $=1,25$, если грузовые двери расположены с двух сторон и есть задний грузовой люк;

$K_{ш}=1,12$, если шасси крепится к фюзеляжу, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{сб}=2,25$ для подкосной схемы шасси (F-111), $=1,0$ в остальных случаях;

K_D – коэффициент канала (см. [рис. Б.1](#));

$K_{dw}=0,768$ для треугольного крыла, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{dwf}=0,774$ для треугольного крыла, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{мс}=1,45$, если после отказа требуется завершение полета, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{мп}=1,126$ для убирающегося шасси, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{нг}=1,017$ для гондол, установленных на пилонах, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{нр}=1,15$ для убирающегося шасси, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_p=1,4$ для винтового двигателя, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_r=1,133$ для поршневого двигателя, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{rht}=1,047$ для управляемого оперения, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{ip}=0,793$ для турбовинтового двигателя, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{ipg}=0,826$ для трехопорного шасси, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{tr}=1,18$ при наличии реверса тяги, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{vg}=1,62$ при регулируемом воздухозаборнике; $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{vs}=1,19$ при изменяемой стреловидности крыла, $=1,0$ в остальных случаях;

$K_{vsh}=1,425$ при изменяемой стреловидности крыла, $=1,0$ в остальных случаях;

$$K_{ws} = 0,75[(1 + 2\eta)/(1 + \eta)](l \tan \chi / L_{kf});$$

K_y – радиус инерции самолета по тангажу, $K_y \approx 0,3L_{го}$ м;

K_z – радиус инерции самолета по рысканию, $K_z \approx L_{во}$ м;

l – размах крыла, м;

$L_{бан}$ – длина банджа турбины, м;

$L_{вк}$ – длина выхлопного канала, м;

$L_{гд}$ – длина гондолы, м;

$l_{го}$ – размах горизонтального оперения, м;

$L_{го}$, $L_{во}$ – плечо горизонтального и вертикального оперения, м; расстояние от четверти САХ крыла до четверти САХ соответствующего оперения;

$L_{дв}$ – расстояние от переднего торца двигателя до кабины экипажа, суммарное, если несколько двигателей, м;

L_{kf} – конструкционная длина фюзеляжа, м (не учитывает обтекатель оперения);

$L_{пров}$ – длина электропроводки, от генераторов до кабины экипажа, м;

L_D – длина канала, м (см. [рис. Б.2](#));

L_S – длина одиночного канала, м (см. [рис. Б.2](#));

$L_{ф}$ – длина всего фюзеляжа, м;

M – число Маха;

m_0 – расчетная масса самолета, кг;

$m_{ав нетто}$ – масса неустановленной авионики, кг (обычно 244-427 кг);

$m_{дв}$ – масса двигателя, каждого, кг;

$m_{дв\Sigma}$ – масса двигателя и содержимого, кг (на гондолу), равна $2,156m_{ог}^{0,901} K_p K_{tr}$;

$m_{\text{герм}}$ – увеличение массы за счет герметизации; $m_{\text{герм}} = 5,4 + 4,6(V_{\text{герм}}\Delta P)^{0,271}$,

где ΔP – избыточное давление в гермокабине, МПа (обычно 0,055 МПа);

$m_{\text{нагр}}$ – максимальная масса нагрузки, кг; равна $m_{\text{боев}}$ – для истребителя, штурмовика, бомбардировщика, $m_{\text{ком}}$ – для пассажирского самолета, $m_{\text{тр}}$ – для транспортного самолета;

$m_{\text{пос}}$ – расчетная посадочная масса самолета, кг, обычно $m_{\text{пос}} = 0,85m_0$;

$m_{\text{т кр}}$ – масса топлива, расположенного в крыле, кг;

$N_{\text{а ф}}$ – количество автоматических функций (обычно 0-2);

$N_{\text{Б}}$ – количество топливных баков;

$n_{\text{дв}}$ – количество двигателей;

$n_{\text{ген}}$ – количество генераторов (обычно равно $n_{\text{дв}}$);

$N_{\text{кно}}$ – количество колес носового шасси;

$N_{\text{коо}}$ – количество колес основного шасси на одной опоре;

$N_{\text{оо}}$ – количество стоек основного шасси;

$n_{\text{р}}$ – расчетная перегрузка; $n_{\text{р}} = 1,5n_{\text{э}}$, $n_{\text{э}}$ – эксплуатационная перегрузка;

$n_{\text{р пос}}$ – расчетная перегрузка при посадке; $n_{\text{р пос}} = 1,5n_{\text{шасси}}$. Для тяжелых самолетов $n_{\text{шасси}} = 2,5$;

$N_{\text{с у}}$ – количество систем управления полетом;

$N_{\text{ф}}$ – количество функций, выполняемых органами управления (обычно 4-7);

$N_{\text{фгс}}$ – количество функций, выполняемых с помощью гидросистемы (обычно 5-15);

$n_{\text{чел}}$ – число людей на борту (экипаж и пассажиры);

$n_{\text{эк}}$ – число членов экипажа;

$n_{\text{эки}} = 1,0$, если один пилот; $= 1,2$, если пилот плюс место сзади; $= 2,0$ пилот и пассажир рядом;

N_{kva} – мощность электрооборудования (обычно 40-60 для транспортных самолетов, 110-160 для истребителей и бомбардировщиков);

P_0 – тяга одного двигателя, даН;

q – скоростной напор на крейсерском режиме, Н/м²;

S – площадь крыла по трапеции (без наплывов, с подфюзеляжной частью), м²;

$S_{\text{в о}}$ – площадь ВО, м²;

$S_{\text{гд ом}}$ – площадь омываемой поверхности гондолы, м²;

$S_{\text{гр пола}}$ – площадь грузового пола, м²;

$S_{\text{г о}}$ – площадь ГО, м²;

S_{o_3} – площадь поверхности, предусматривающей огнезащиту, m^2 ;

S_{p_v} – площадь руля высоты, m^2 ;

S_{p_n} – площадь руля направления, m^2 ;

$S_{\Sigma p}$ – суммарная площадь органов управления, m^2 ;

$S_{упр\ кр}$ – площадь органов управления, расположенных на крыле (элероны, интерцепторы), m^2 ;

$S_{ф\ ом}$ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа, m^2 ;

V_B – объем используемых топливных баков, m^3 ;

$V_{\Sigma B}$ – суммарный объем топливных баков, m^3 ;

$V_{герм}$ – объем гермокабины, m^3 ;

V_c – скорость сваливания, $V_c = V_{зах}/1,3$ км/ч;

V_t – суммарный объем топлива, m^3 .

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1. Каталог авиационных колес. Колеса тормозные

Шифр изделия	Размер шины, мм	Рабочее давление в шине, кгс/см ²	Стойная нагрузка от взлетной массы, кг	Допустимая скорость при взлете, км/ч	Допустимая скорость при посадке, км/ч	Эксплуатационная энергонагруженность тормоза, кгс м	Эксплуатационный тормозной момент, кгс м	Масса колеса, кг	Масса тормоза, кг
КТ239	476x178-6	3,5	935	126	123	54000	52	7,8**	-
КТ235	500x150-9	7,0	1400	140	126	39500	30	14,0	7,8
КТ236	500x150-9	3,0	560	150	130	23000	30	7,8**	-
КТ245	500x150-9	4,5	950	126	128	30500	60	6,3	4,7
КТ217	600x180	7,0	3210	-	80	46500	90	12,0**	-
КТ254	610x185-305	5,5	2080	196	220	294000	350	28,5**	-
КТ176	660x200	10,0	2600	290	270	490000	180	15,8	24,1
КТ240	660x200-356	12,0	3300	275	240	290000	265	42,0**	-
КТ251	680x260	12,0	2730	275	275	420000	355	58,0**	-
КТ228*	680x260	10,5	2900	360	310	-	9,9	22,0**	-
КТ231	810x320	5,5	4300	250	250	275000	500	20,5	22,0
КТ211М	840x290	21,0	9300	305	270	1200000	1050	43,5	69,5
КТ209	840x290	15,0	8800	330	310	1100000	720	33,0	61,5
КТ197*	840x290	11,0	6000	320	310	-	-	28,0**	-
КТ207	840x360	11,0	8800	310	342	1650000	650	34,0	75,0
КТ163Д	840x360	9,5	8800	300	265	430000	650	37,0	72,0
КТ218	880x315	6,5	5700	255	235	540000	510	26,0	36,0
КТ141Е	930x305	10,0	8000	325	280	750000	650	47,0	52,0
КТ263	950x300	12,0	8400	330	300	1100000	1200	40,7	43,0
КТ172	950x300	12,0	9100	380	320	800000	750	130,0**	-
КТ175	950x300	13,0	10000	405	350	1580000	740	55,8	67,2
КТ232	950x300P-468	10,0	8370	200	175	652000	940	45,0	75,0
КТ229	950x300	6,0	6530	80	80	160000	265	44,0	19,1
КТ206	950x400	12,0	11000	420	300	1600000	1000	106,0**	-
КТ159Д	1030x350	17,0	15450	400	280	1650000	1250	60,9	63,6
КТ213	1030x350	19,0	19900	400	308	25000000	1700	134,0**	-
КТ196	1070x390-480P	14,0	12000	325	280	1500000	1550	55,0	68,0

Окончание табл. В.1

КТ186*	1080x400	14,5	15500	410	330	-	-	50,0	10,5
КТ159*	1100x330	7,0	5830	286	236	-	-	90,0	4,0
КТ216	1120x450	8,0	9500	300	300	2200000	1700	52,0	56,0
КТ166	1270x510	11,0	18375	330	300	3100000	2700	80,0	95,0
КТ158	1300x480	6,5	10500	330	280	926000	900	64,3	71,7
КТ171	1300x480	9,0	16470	350	300	200000	2000	90,0	127,0
КТ185*	1300x480	9,0	14700	350	300	-	-	80,0	12,0
КТ204	1300x480-560	11,5	187000	330	280	2300000	2300	83,3	91,0
КТ205*	1300x480	11,5	16300	330	280	-	-	90,0**	-
КТ106/3	1450x450	11,0	20000	330	260	2100000	2260	140,0	111,0

* носовое колесо с тормозом подтормаживания,

** масса колеса с тормозом.

Таблица В.2 Каталог авиационных колес. Колеса нетормозные

Шифр изделия	Размер шины, мм	Рабочее давление в шине, кгс/см ²	Стойночная нагрузка от взлетной массы, кгс	Допустимая скорость при взлете, км/ч	Масса колеса, кг
КН52	380x150-5	3,0	310	126	2,0
КН55	400x150-5	3,0	320	125	2,3
КН47	400x150-5	4,0	450	165	2,5
КН58	430x150-165	4,5	570	196	5,0
КН54	500x150-9	5,0	654	230	5,0
КН51	500x170-10	7,5	1000	235	7,5
КН36	570x140	17,0	2300	365	11,5
КН44	600x200	5,0	1600	240	7,8
КН46	620x180	7,5	1830	185	13,0
КН35	620x180	18-20	3000	335	13,0
КН38	620x180	5,0	1280	255	7,3
КН41	680x260	14,0	5600	350	25,0
КН39	1120x450	8,0	9500	300	36,0

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Основная литература

- 1 Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер [и др.] – М.: Машиностроение, (1983), 2005. – 616 с.
- 2 Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
- 3 Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
- 4 Мышкин, Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика [Текст] / Л.В. Мышкин. – М.: Физматлит, 2006. – 304 с.
- 5 Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов [Текст]: учебник для студентов авиационных специальностей вузов / Г.И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1991 (1-е изд.); 1995 (2-е изд.); 2005 (3-е изд.).
- 6 Матвеев, А.М. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 1V-21. Самолеты и вертолеты. Кн 2. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов [Текст] / под ред. А.М. Матвеев. – М.: Машиностроение, 2005. – 752 с.
- 7 Комаров, В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / В.А. Комаров. – Самара: СГАУ, 2002. – 96 с.
- 8 Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет [Текст]: справочник / В.Г. Микеладзе, В.М. Титов. – М.: Машиностроение, 1982. – 149 с.
- 9 Вислов, И.П. Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / И.П. Вислов. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. – 114 с.
- 10 Корольков, О.Н. Уравнение существования самолета [Текст]: учеб. пособие / О.Н. Корольков. – Самара: СГАУ, 2000. – 31 с.
- 11 Единые нормы летной годности гражданских самолетов [Текст] – М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. – 470 с.
- 12 Авиационные правила, часть 25 / Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст] – МАК, 1994.
- 13 Авиационные правила, часть 23/ Нормы летной годности гражданских легких самолетов [Текст] – МАК, 1991.

- 14 Зрелов, В.А. Основные данные отечественных ГТД и их применение при учебном проектировании [Текст]: учеб. пособие / В.А. Зрелов, В.Г. Маслов. – Самара: СГАУ, 1999. – 160 с.
- 15 Скрибин, В.А. Иностранные авиационные двигатели [Текст] / под ред. В.А. Скрибина. – М.: ЦИАМ, вып.14 (копия), пособие кафедры, 2005. – 200 с.
- 16 Нападов, А.П. Авиационные двигатели 90-х годов [Текст] / А.П. Нападов, К.А. Нападов. – Самара: СГАУ, 2006. – 200 с.
- 17 Матвеев, А.М. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 1V-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность [Текст] / под ред. А.М. Матвеев. – М., 2005. – 800 с.
- 18 Корольков, О.Н. Проектирование местных усилений каркасных агрегатов самолета [Текст]: учеб. пособие / О.Н. Корольков. – Самара: СГАУ, 1997. – 64 с.

Дополнительная литература

- 19 Средства спасения экипажа самолета [Текст] / С.М. Алексеев, Я.В. Балкинд, А.М. Гершкович [и др.]. – М.: Машиностроение, 1975 – 431 с.
- 20 Шейнин В.М. Проблемы проектирования пассажирских самолетов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1972. – 308 с.
- 21 Новожилов, Г.В. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов [Текст] / под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Наука, 1976. – 439 с.
- 22 Кербер, Л.Л. Компоновка оборудования на самолете [Текст] / Л.Л. Кербер. – М.: Машиностроение, 1976.
- 23 Егер, С.М. Основы авиационной техники [Текст] / С.М. Егер, А.М. Матвеев, И.А. Шаталов. – М.: МАИ, 2003. – 720 с.
- 24 Бадягин, А.А. Проектирование самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Фомин [и др.]. – М.: Машиностроение, 1972. – 513 с.
- 25 Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / П. Бауэрс. – М.: Мир, 1992. – 320 с.
- 26 Юровицкий, М. И. Компоновка кабин экипажа пассажирских самолетов [Текст] / М. И. Юровицкий. – М.: Машиностроение, 1988.- 208 с.
- 27 Выбор рациональных параметров ступенчатого крыла с учетом весовой и аэродинамической эффективности [Текст] / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров [и др.]. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2010. – 40 с. – Деп. в ВИНТИ 28.01.2010 №45-В2010.
- 28 Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ. 1990 – 2010 гг.
- 29 Список Интернет-ресурсов по авиации:

- 29.1 <http://www.cofe.ru.avia/>
- 29.2 <http://www.airwar.ru/>
- 29.3 <http://www.warplane.ru/>
- 29.4 <http://www.airx.ru/>
- 29.5 <http://www.avia.claw.ru/>
- 29.6 <http://www.aviapediya.ru/>
- 29.7 <http://www.combatavia.info/>
- 29.8 <http://www.flymachines.ru/>
- 29.9 <http://www.airwiki.ru/>
- 29.10 <http://www.pro-samolet.ru>
- 29.11 <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>
- 30 Raymer, D.P. Aircraft design: A Conceptual Approach, AIAA Educational Series, Washington, DC, 1989. – 745 p.
- 31 Егер, С.М. Основы автоматизированного проектирования самолетов [Текст]: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
- 32 Боргест, Н.М. Автоматизация предварительного проектирования самолета [Текст]: учеб. пособие / Н. М. Боргест. – Самара: САИ, 1999. – 92 с.
- 33 D. Strohmeyer and R. Seubert. Improvement of a Preliminary Design and Optimization Program for the Evaluation of Future Aircraft Projects. Reprint of the 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Sept. 15-18, 1998. AIAA Paper 98-4828.
- 34 Буряков, А.А. Концептуальные вопросы формирования геометрического облика фюзеляжа авиалайнера с использованием современного программного обеспечения [Текст] / А.А. Буряков. // Электронный журнал «Прикладная геометрия». Вып. 7. № 15 (2005). – С. 39-51.
- 35 Абрамов, Ю.В. Методологические основы формирования модели распределения пространства сложных технических объектов в среде CAD/CAM/CAE/ [Текст] / Ю. В. Абрамов // Системы проектирования технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта: материалы междунар. конф. – М.: Станкин, 2001. – С. 70-82 .